TECHNICZNE

NOWOŚCI LOTNICZE



NR. 1
STYCZEŃ
1 9 3 6

TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

MIESIĘCZNIK TECHNICZNO-NAUKOWY POŚWIĘCONY LOTNICTWU

ROK IV. WARSZAWA – STYCZEŃ 1936 r. Nr. 1.

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ

Do Czytelników

Techniczne Nowości Lotnicze kończą wkrótce trzeci rok istnienia. Działalność nasza w tym okresie polegała w pierwszym rzędzie na tłomaczeniu wartościowych artykułów zagranicznych, z jednej strony bowiem nie posiadaliśmy dostatecznych funduszów na opłacanie prac oryginalnych, z drugiej zaś zdawaliśmy sobie sprawę, że jednym z warunków postępu naszego lotnictwa jest pilne śledzenie za wynikami zagranicznych prac w tej dziedzinie.

Tak pojęta działalność, aczkolwiek niewątpliwie potrzebna, o czem świadczy stale rosnący zastęp czytelników i sympatyków naszego pisma, nie obejmowała bynajmniej wszystkich zadań, stojących przed poważnym miesięcznikiem lotniczym Na zbyt niskim poziomie pozostawała ponadto szata graficzna naszego pisma, odbijanego na powielaczu.

Świadomość przytoczonych braków skłoniła nas do wysiłku, którego wynikiem jest niniejszy noworoczny numer Technicznych Nowości Lotniczych, rozpoczynający nową erę w dziejach naszego wydawnictwa i, co również jest naszem życzeniem, polskiego piśmiennictwa lotniczego. Treść numeru, podobnie jak to zamierzamy na przyszłość, oparliśmy w głównej mierze na pracach oryginalnych, co nie przeszkodzi wszakże dalszemu drukowaniu tłomaczeń i opracowań wartościowych artykułów zagranicznych. Pozatem zamierzamy prowadzić działy informacyjne, zawierające przeglądy prasy, nowego sprzętu lotniczego i in.

Wydając numer niniejszy, wyrażamy życzenie, aby nasza działalność była oparta w przyszłości na jaknajściślejszej współpracy z czytelnikami. O wydajności i pożyteczności naszych wysiłków, podejmowanych w tak mało sprzyjającym okresie, zadecyduje przedewszystkiem udzielone nam poparcie oraz życzliwa krytyka, o co wszystkich usilnie prosimy.

REDAKCJA.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI SKORUPOWEJ PŁATOWCÓW W AMERYCE*)

Dr. inż. FRANCISZEK MISZTAL

Znamiennem zjawiskiem w rozwoju lotnictwa amerykańskiego w ostatnim okresie jest olbrzymi postęp w dziedzinie konstrukcji płatowców całkowicie metalowych. Fabryki amerykańskie wyprodukowały w ciągu ostatnich lat szereg nowych samolotów o jednolitych cechach konstrukcyjnych, stwarzając poniekąd odrębny typ nowoczesnego płatowca metalowego.

Dziś wszystkie już prawie większe linje lotnicze Stanów Zjednoczonych są zaopatrzone w sprzęt nowoczesny, a lotnictwo wojskowe przeobraża się w bardzo szybkiem tempie, wykorzystując w dużej mierze zdobycze, osiągnięte przy rozbudowie lotnictwa komunikacyjnego.

Zasadniczą cechą nowoczesnego amerykańskiego płatowca metalowego jest jego konstrukcja skorupowa. Cienkościenna skorupa metalowa od dawna już była uznana jako bardzo korzystnie pracujący element konstrukcyjny, niemniej jednak dopiero konstruktorzy amerykańscy ocenili należycie i wykorzystali jej duże zalety. Rozporządzając odpowiedniemi środkami, mieli możność na drodze doświadczalnej wykryć i opanować jej słabe strony. Udoskonalając zaś przedewszystkiem metody fabrykacyjne, opanowali całkowicie trudności, jakie występowały przy stosowaniu tej konstrukcji w budowie płatowców.

Korzystne własności elementów pracujących, o cienkościennym, zamkniętym przekroju poprzecznym, poddanych dowolnemu obciążeniu, są ogólnie znane. Przystosowując powierzchnię płatowca przez wzmocnienie i usztywnienie pokrycia do przejęcia całego jego obciążenia, jesteśmy na najwłaściwszej drodze do korzystnego wyzyskania materjału konstrukcyjnego.

Najlepiej można to wykazać na przykładzie skrzydła wolnonośnego. W Ameryce przyjęły się dwa, zbliżone do siebie i prowadzące do tego samego celu, rozwiązania konstrukcyjne takiego skrzydła. Pierwsze z nich, wprowadzone przez Northropa i przyjęte przez inne fabryki, jak Douglas i Lockheed, przedstawia konstrukcję wieloskrzynkową (multi - cellular wing construction). Powłoka skrzydła usztywniona gęsto w kierunku podłużnym i poprzecznym prętami profilowemi i żebrami (rys. 1) tworzy mocną skorupę podzieloną wewnętrznie na szereg małych zamkniętych komór, przez co cały układ zyskuje na sztywności. Przerzucenie



Rys. 1. Skrzydło Northropa konstrukcji wielokomorowej.

najpoważniejszych obciążeń na powłokę i korzystne rozmieszczenie materjału konstrukcyjnego na obwodzie poprzecznego przekroju pozwala na dobre wyzyskanie grubości profilu skrzydła, przyczem szkielet wewnętrzny ma znaczenie głównie usztywnienia skorupy i wychodzi w budowie bardzo lekko.

Mniej korzystnym objawem w tego rodzaju konstrukcji jest to, że skorupa skrzydła z cienkiej blachy, jakkolwiek podzielona przez usztywnienia na małe pola, nie pozwala na stosowanie wysokich naprężeń po stronie ściskanej, uniemożliwiając całkowite wyzyskanie materjału odpowiednio do jego wytrzymałości. Z drugiej jednak strony, konieczność stosowania mniejszych naprężeń daje wzamian za nieznaczny naddatek ciężaru rekompensatę w formie większej sztywności skrzydła.

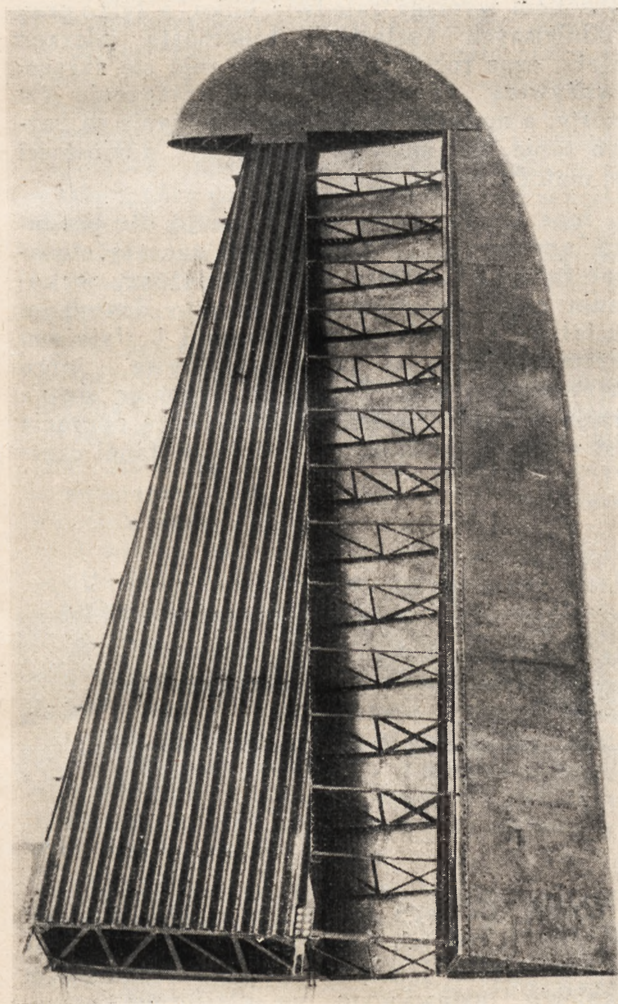
Pewne trudności montażowe, występujące przy budowie spowodu niewygodnego dostępu do wewnętrznej płaskiej przestrzeni skrzydła, podzielonej przez szkielet na małe komórki, nie mają poważniejszego znaczenia. Przez obmyślenie racjonalnej kolejności montażu elementów i zastosowanie odpowiednich przyrządów można je przy budowie znacznie zmniejszyć.

Na nieco odmiennej zasadzie jest oparte drugie rozwiązanie konstrukcyjne. W tym wypadku skrzydło jest podzielone konstrukcyjnie wzdłuż rozpiętości na trzy zasadnicze części: część środkową, jako system pracujący i przyjmujący całe obciążenie oraz część spływową i przednią, o znaczeniu elementów pomocniczych, nadających odpowiedni kształt całości. Podział ten jest uzasadniony tem, że część spływowa, jako zbyt niska, i krawędź przednia posiadają kształt nieodpowiedni, aby je można było z korzyścią włączyć do systemu pracującego, nagromadzona bowiem znaczna ilość materjału na ich wielkiej powierzchni byłaby mało wy-

*) Spostrzeżenia w czasie pobytu w Ameryce przy sposobności odbioru samolotów Douglasa dla P. L. L. „Lot".

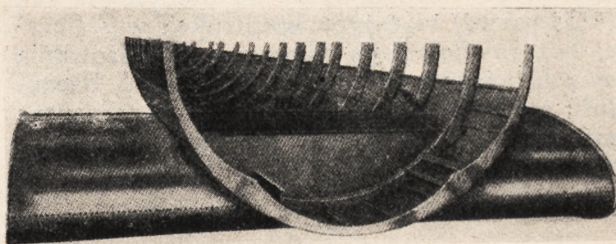
zyskana wytrzymałościowo. Z drugiej strony część środkowa, wykonana jako zamknięty keson z blachy falistej (rys. 2), zapewnia dobre wykorzystanie grubości skrzydła dla jego sztywności i wytrzymałości, co w zupełności pokrywa straty na pokrycie z cienkiej blachy na pozostałej powierzchni, niebiorące udziału w pracy. Pozatem podział ten łatwo jest przeprowadzić pod względem fabrykacyjnym, co daje poważne uproszczenie budowy.

Keson skrzydła tworzą dwie zewnętrzne skorupy z blachy falistej, przylegającej do powierzchni profilu, przyjmujące głównie obciążenie gnące, i dwie ściany pionowe, również z blachy falistej, podane obciążeniu siłami poprzecznemi, przyczem całość posiada wybitną



Rys. 2. Skrzydło konstrukcji kesonowej.

sztywność na skręcanie. Blacha falista ma wysoką wytrzymałość na ściskanie, równorzędną wytrzymałości rur o tym samym promieniu krzywizny i grubości ścianek, przez co odpada konieczność stosowania niskich naprężeń w skorupie ściskanej. Przy obciążeniu ścinającem i skręcającem blacha falista wykazuje wielką sztywność, przewyższając pod tym względem skorupy z blachy płaskiej.



Rys. 3. Kadłub Northropa konstrukcji skorupowej.

Ta koncepcja konstrukcyjna rozwija się w Ameryce równolegle z pierwszą, będąc ogólnie stosowaną w wielu fabrykach, jak Glenn L. Martin, Vultee, częściowo Douglas i inne.

Zilustrowany na przykładzie skrzydła wolnonośnego typ konstrukcji skorupowej obejmuje całość płatowca, przyczem i w konkretnem rozwiązaniu jego innych elementów spotykamy pewne, niewiele się różniące, odmiany.

I tak kadłub Northropa czy Douglasa (rys. 3) jest odpowiednikiem skrzydła wieloskrzynkowego. Jego skorupa z cienkiej blachy jest gęsto usztywniona podłużnemi prętami profilowemi i ramami poprzecznemi. Na rys. 3 mamy typowy równocześnie przykład racjonalnego połączenia dwóch elementów skorupowych ze sobą, wykluczającego jakiekolwiek skupienie naprężeń w cienkich powłokach.

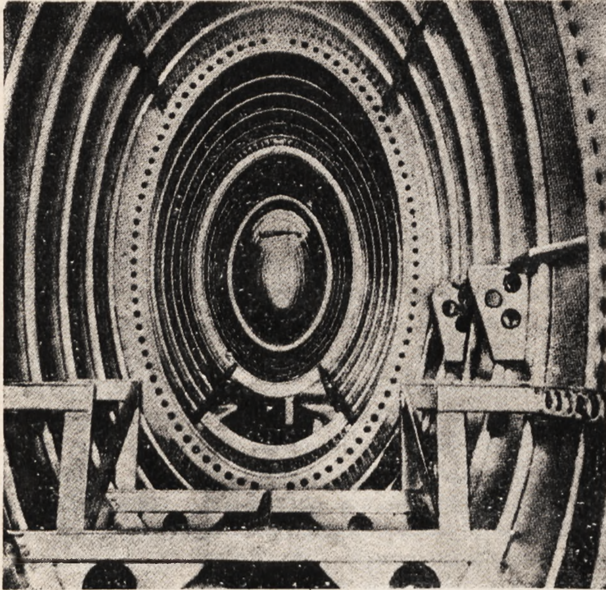
W innych rozwiązaniach spotykamy zastosowanie blachy falistej. Między innemi w kadłubie płatowca bombowego Glenn L. Martin (rys. 4) górna i dolna część jego skorupy, a więc części, w których występują największe naprężenia ściskające, są wykonane z blachy falistej.

Nieco odmienną metodę zastosował w konstrukcji kadłuba Vultee, który chcąc uniknąć usztywnień podłużnych i zmniejszyć gęstość nitowania, wykonał kadłub z grubej blachy płaskiej (do 2 m/m). W ten sposób zostaje wprawdzie kadłub podzielony ramami poprzecznemi na szereg segmentów stożkowych, dających pewne ułatwienia przy budowie i remoncie, nie wyrównuje to jednak niepotrzebnej nadwyżki ciężaru, spodowanej zastosowaniem grubej blachy.

Ogólnie dziś w Ameryce stosowanym materjałem konstrukcyjnym jest blacha alcladowa. Jest to materjał odpowiadający naszemu duralowi, z tą różnicą, że jest powleczony cienką warstwą czystego aluminium, chroniącą go od wpływów zewnętrznych.

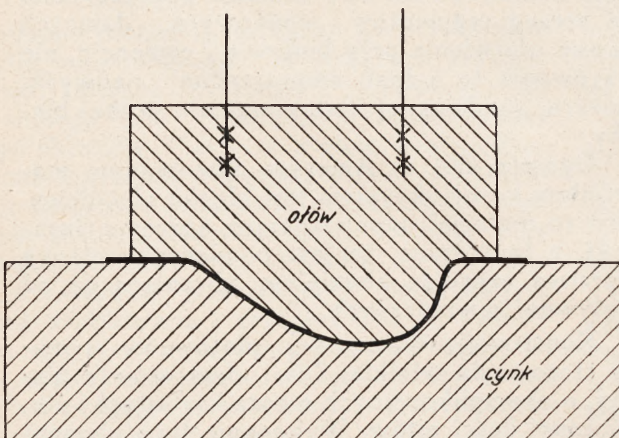
Konstrukcja skorupowa płatowców wymaga stosowania wielkiej ilości elementów z blachy, o skomplikowanych nieraz kształtach i niezliczonej ilości nitów. Wykonanie tych elementów wymaga uciążliwego często klepania lub pociąga za sobą tłoczenie w kosztownych ma-

trycach, a jakie straty czasu powoduje nitowanie w miejscach mniej dogodnych nie jest tajemnicą. To też nie byłby do pomyślenia tak szybki rozwój tego typu konstrukcji w Ameryce, bez równoległego ulepszania i stosowania nowych tańszych metod fabrykacyjnych. Szczupłość artykułu nie pozwala na obszerniejsze omówienie tej tak bardzo ważnej dziedziny, to też ograniczę się do rzeczy najciekawszych i nowych.



Rys. 4. Kadłub Glenn L. Martina konstrukcji skorupowej.

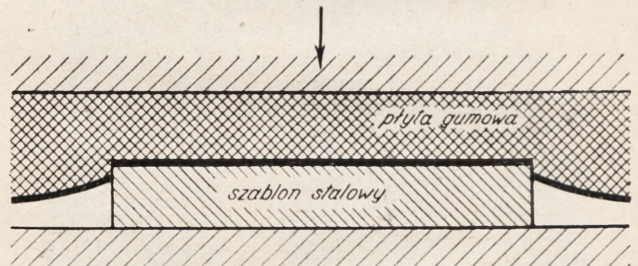
Wiele elementów konstrukcji skorupowej czy to ze względów aerodynamicznych czy dla sztywności czy też z innych powodów musi przyjąć kształty o powierzchni krzywej nierozwijalnej. Wykonanie takich części z cienkiej blachy wymaga uciążliwego i długotrwałego klepania. Amerykanie zaczęli w ostatnich kilku latach stosować do wykonywania tych części młotowanie w formach przy pomocy młotów opadowych (drop hammer), napędzanych ręcznie lub rzadziej mechanicznie. Forma dolna wklęsła (rys. 5) jest wykonana z cynku handlowego jako zwyczajny odlew piaskowy. Górny stempel otrzymuje się jako odlew z ołowiu w odpowiadającej mu formie cynkowej, przyczem jego skurcz po ostygnięciu daje dostateczną szczelinę na blachę normalnie używanych grubości. Stempel ołowiany, osadzony za pomocą zalanych w nim śrub, na ruchomym młocie, prowadzonym dokładnie w szynach, wykonując wraz z nim ruch pionowy, wytłacza swoim ciężarem daną część z blachy w ustawionej pod nim na solidnej podstawie formie cynkowej.



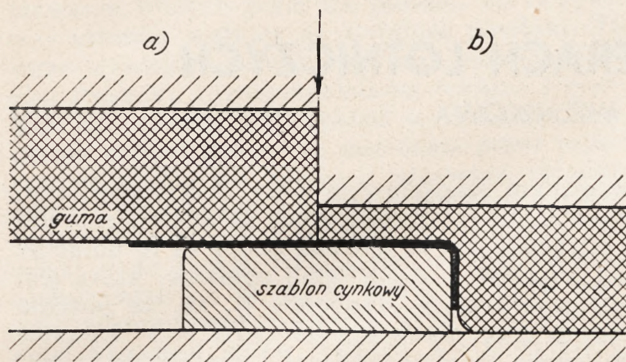
Rys. 5.

Ponieważ wykonanie części z blachy tym sposobem wymaga zaledwie kilku, a tylko przy trudniejszych kształtach kilkunastu uderzeń młota, czas robocizny niepomiernie się skraca. Zważywszy ponadto, że całe urządzenie jest proste, a materjał form i ich wykonanie są bardzo tanie, nie możemy zaprzeczyć doniosłości tej metody dla produkcji.

Inne bardzo ciekawe i doniosłe dla produkcji uproszczenie fabrykacyjne zaczęły stosować fabryki Douglasa i Northropa przy wykonaniu części płaskich z blachy, o dowolnym kształcie, z odwiniętemi brzegami i płytkiemi usztywnieniami, jak ramy kadłubowe, żebra skrzydłowe i inne. Części te wykonuje się na prasie w dwóch operacjach. Pierwszą operacją jest wycięcie płaskiego rozwinięcia danej części blachy. Do tego celu służy szablon z twardej stali, o ostrych krawędziach, odpowiadający rozwinięciu. Ułożywszy na tak wykonanym szablonie, ustawionym na platformie prasy, pokrywający go kawałek blachy, wystarczy wywrzeć do góry odpowiedni nacisk przez warstwę twardej gumy, aby otrzymać wycinek rozwinięcia danego elementu. Guma, naciskana przez prasę, dogniata do szablonu pokrywającą się z nim część blachy (rys. 6), odpowiadającą rozwinięciu, obcinając równocześnie resztę wzdłuż jego ostrej krawędzi. Warstwa gumy o grubości kilkunastu m/m powinna być twarda; grubość blachy stalowej, używanej na szablony nie przekracza 10 m/m.



Rys. 6.



Rys. 7.

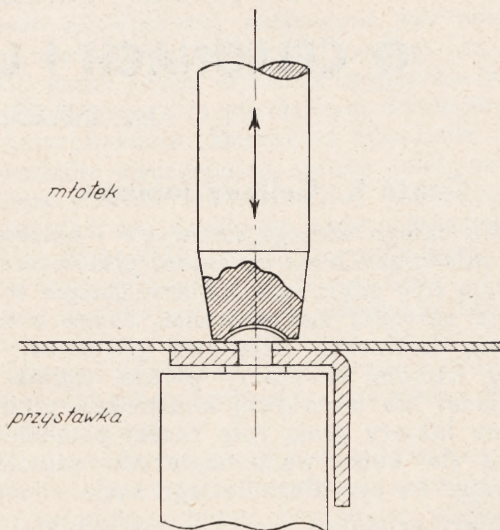
Następna operacja obejmuje wykonanie z otrzymanego rozwinięcia blachy elementu w ostatecznej formie. Do tego celu służy szablon, odlany normalnie z cynku, odpowiadający swoim kształtem danej części. Po ułożeniu rozwinięcia na szablonie (rys. 7-a) i ustaleniu zapomocą odpowiednich sztyftów zostaje wywarty z góry przez prasę nacisk przez warstwę miękkiej gumy. Guma, odkształcając się pod naciskiem, wypełnia wolną przestrzeń i dogniata blachę dokładnie do szablonu (rys. 7-b), nadając jej potrzebny kształt.

W fabryce Douglasa jest używana prawie wyłącznie dla tych celów wielka prasa hydrauliczna o dużym poziomym stole i sile maksymalnej 500 ton. Odpowiednia warstwa gumy jest osadzona w ramie na ruchomej płycie o wymiarach stołu, na którą działa bezpośrednio tłok prasy. Wymiary stołu około 1,5 $\times$ 2 m. i wielka siła prasy nie ograniczają wielkości tłoczonych elementów, ani grubości blachy, z której są wykonywane.

Zastosowanie tej metody fabrykacji przy wielkiej ilości podobnych elementów, stosowanych w budowie metalowych płatowców, daje ogromne korzyści i jest prawdziwem dobrodziejstwem dla warsztatu. Fabryka Douglasa nie żałowała znacznych kosztów, związanych z szeregiem prób początkowych, rezultat których dziś się bardzo opłaca.

Dalszą poważną bolączką konstrukcji metalowej płatowców jest nitowanie. Wielkie ilości nitów przy trudnym często dostępie przysparzają przy ogólnie dotychczas stosowanych sposobach nitowania wiele kłopotów i strat czasu. Zwłaszcza przy nitowaniu zamkniętych skorup konieczność wkładania nitów od wewnątrz i stosowania ciężkich i mocno dociskanych przystawek (forantów) jest bardzo uciążliwe.

Liczne fabryki amerykańskie wprowadziły u siebie znaczne uproszczenie przez zastosowanie do nitowania młotków pneumatycznych firmy Chicago Pneumatic Tool Co. o wysokiej



Rys. 8.

częstotliwości (do 4000 na minutę) uderzeń. Przez szybkie i dość mocne uderzanie młotka na głowę nita, formuje się z drugiej strony na przystawce (rys. 8) płaski nakówek, wytrzymałościowo prawie równorzędny normalnemu owalnemu. Stosowanie ciężkich przystawek jest w tym wypadku zbędne, a zwłaszcza niema potrzeby ich silnego dociskania, tak bardzo kłopotliwego przy trudnym dostępie, przy bardzo bowiem szybkich i mocnych uderzeniach młotka sama bezwładność przyłożonego lekko z odwrotnej strony kawałka stali jest wystarczająca dla ukształtowania nakówka.

Stosowanie tego sposobu daje wielkie korzyści tak co do czasu jak i wygody, co najlepiej się może uwidocznia przy nitowaniu skorup zamkniętych.

Jako dasze ułatwienie, fabryki amerykańskie zaczęły od niedawna stosować nity duralowe półtwarde, niewymagające wyżarzania przed nitowaniem.

Pomijając cały szereg innych ulepszeń w dziedzinie fabrykacji, chcę jeszcze podkreślić, że fabryki amerykańskie stosują w produkcji seryjnej wielką ilość dokładnych przyrządów, dążąc przytem do stworzenia na płatowcu jak najwięcej części wymiennych.

Rozbudowa lotnictwa amerykańskiego w ostatnich latach, oparta w dużej mierze na rozwoju metalowej konstrukcji skorupowej płatowców, świadczy niewątpliwie o dużych jej zaletach. Na przykładzie produkcji amerykańskiej mamy realny dowód, że przy racjonalnem i sumiennem opracowaniu konstrukcyjnem i fabrykacyjnem, stosując odpowiednie metody wykonania, można sprowadzić ten typ konstrukcji metalowej do kategorji prostych i niedrogich, nie tracąc nic z korzyści, jakie daje metal

O CELLONACH I LAKIERACH LOTNICZYCH

Inż. BOLESŁAWA MIELNIKOWA

Część I. Cellony lotnicze.

Obok całego szeregu surowców i półproduktów, składających się na całość płatowca, niepoślednią rolę odgrywają lakiery, mające w lotnictwie szerokie zastosowanie. Jedne z nich stanowią konieczną składową płatowca, jak cellony, któremi nasycamy płótno, opięte na drewnianej lub metalowej konstrukcji płatowca. Inne lakiery grają rolę raczej pomocniczą i służą do konserwacji materjału samolotu, wpływając na przedłużenie jego życia.

Lakiery produkowane są w tak wielkiej ilości odmian, że należy specjalnie zająć się studjami nad tą gałęzią przemysłu, aby móc właściwie stosować i oceniać tak różnorodny materjał. Stosowanie materjału dobrego jest naturalnie przedewszystkiem w interesie konsumenta gotowego sprzętu. Tutaj właściwie ścierają się interesy konsumenta (t. j. użytkującego płatowiec) z interesami wytwórni płatowca. Tej ostatniej zależy przeważnie na niskiej cenie lakieru, podczas gdy jego jakość jest raczej odsuwana na drugi plan. Konsumentowi powinno zależeć więcej na gatunku lakieru, gdyż tańszy narazie i gorszy produkt okaże się napewno droższy w ostatecznej kalkulacji ze względu na konieczność częstych napraw, pociągających za sobą ponowny zakup materjału i każdorazowy koszt robocizny.

Zanim przejdziemy do omówienia kryterjów, jakiemi rozporządza dzisiejszy stan techniki w dziedzinie oceny lakierów, zapoznamy się z najważniejszemi grupami lakierów lotniczych. Jak zaznaczono wyżej, lakiery lotnicze dzielą się na dwie zasadnicze grupy niezależnie od ich składu: 1) lakiery do impregnacji płótna i 2) lakiery ochronne do metalu i drzewa.

Lakiery do impregnacji płótna noszą nazwę lakierów cellonowych lub poprostu cellonów. Właściwie nazwa cellon odnosi się do acetylo celulozy, i lakierami cellonowemi nazywają się w istocie rzeczy lakiery acetylocelulozowe. Nazwa ta w polskiem lotnictwie rozszerzyła się, obejmując wszystkie lakiery do impregnacji płótna i zyskała sobie już prawo obywatelstwa. Cellony, jak było już powiedziane, stanowią konieczną składową płatowca płóciennego. Płótno nasycone cellonem uzyskuje napięcie, połysk, elastyczność, staje się nieprzepuszczalne dla wody i powietrza, pozatem jest ochronione przed niszczącem działaniem wpływów atmosferycznych.

Lotnictwo używa dwóch rodzajów cellonów: acetylocelulozowych i nitrocelulozowych. Są to roztwory acetylo- bądź nitrocelulozy w mieszaninach specjalnie dobranych pod względem jakościowym oraz ilościowym rozpuszczalników. Podstawowe składniki, acetylo- i nitroceluloza, są estrami (estry są to połączenia kwasów z alkoholami) celulozy, która jest wielozasadowym alkoholem (t. zn. że posiada szereg grup alkoholowych „OH") i kwasów octowego (acetylozeluloza) i azotowego (nitroceluloza). Nitroceluloza stanowi materjał łatwopalny, wybuchowy, podczas gdy acetyloceluloza odznacza się słabą palnością. Cellony sporządzone z nitrocelulozy muszą więc zawierać środki unipalniające, które w znacznej mierze obniżają szybkość spalania się gotowej powłoki takiego cellonu w stosunku do materjału wyjściowego, t. zn. nitrocelulozy, i czynią ją zdatną do użytku. Zaznaczyć należy, że istnieje kilka gatunków nitrocelulozy i nie każdy z nich nadaje się do sporządzania cellonów. Sprawa nitrocelulozy będzie pokrótce omówiona przy lakierach nitrocelulozowych do metalu.

W okresie przedwojennym stosowano do impregnacji płótna na płatowcach przeważnie cellony nitrocelulozowe. W czasie wojny europejskiej cellony nitrocelulozowe zostały zastąpione całkowicie przez acetylocelulozowe, które przez dodatek niewielkiej ilości środków uniepalniających udało się uczynić prawie zupełnie niepalnemi. Z chwilą ukończenia wojny nitrocellony znów zjawiły się na rynkach, odnosząc zwycięstwo nad acetylocellonami ze względu na swą niższą cenę. Szereg państw, jak Stany Zjednoczone, Anglja, Holandja, przeszły wyłącznie na nitrocellony, podczas, gdy Francja, Japonja i Polska pozostały przy acetylocellonach. Obecnie i polskie lotnictwo stosuje częściowo cellony nitrocelulozowe. Kwestja, co lepsze, acetylo- czy nitrocellony, nie przestaje być aktualna i na całym świecie ścierają się różne w tym kierunku poglądy. Trudno jest tu dać wyrok bezapelacyjny, gdyż każda z wymienionych powłok ma swoje wady i zalety.

Największą wadą cellonów acetylocelulozowych w stosunku do nitrocelulozowych jest znaczna wrażliwość ich powłok na zmiany wilgotności i temperatury powietrza, co wyraża się w dużych wahaniach napięcia płótna na samolocie. Pozatem pokrywanie acetylocellonami musi odbywać się wolniej, niż nitrocellonami, gdyż powłoka wymaga dłuższego czasu schnięcia, wreszcie cellony acetyloceluzowe są znacznie wrażliwsze na warunki malowania od nitrocelulozowych i wymagają bezwzględnie suchego i ciepłego lokalu podczas pracy. W razie nieprzestrzegania tego warunku acetyloceluloza wytrąca się z cellonu, powodując pow-

stawanie białych plam na płótnie, co oczywiście ujemnie wpływa na trwałość powłoki. To samo zjawisko obserwujemy przy nieodpowiednim stosunku rozpuszczalników lekkich i ciężkich w cellonie (naprzykład w razie rozcieńczenia cellonu gotowego acetonem przez malarza, co często ma miejsce); przewaga składników łatwo lotnych powoduje gwałtowne parowanie rozpuszczalników podczas schnięcia powłoki a co zatem idzie silne jej ochłodzenie i skroplenie się na jej powierzchni pary wodnej z otaczającego powietrza. Wydzielona w postaci kropelek woda wytrąca acetyloceluloze, powodując występowanie na płótnie białych plam.

Płótna pokryte nitrocellonem wykazują naogół dużą stałość napięcia. Własność ta w dużej mierze zależy też od składu nitrocellonu, i często zdarzają się nitrocellony nie mniej zmieniające napięcie niż acetylocellony. Nitrocellony pozwalają na znacznie szybsze pokrywanie powierzchni płótna ze względu na szybkość schnięcia powłoki, tak że każdą następną warstwę cellonu można dawać w godzinę po założeniu poprzedniej. Dają się one dowolnie rozcieńczać odpowiedniemi rozpuszczalnikami bez obawy przykrych następstw; dzięki tej właściwości można je nakładać nietylko pędzlem lecz i przy pomocy pistoletu natryskowego, co również wpływa na znaczne przyśpieszenie i ułatwienie pracy a pozatem daje możność równomierniejszego pokrycia powierzchni. Zaznaczyć należy, że natryskiwać można tylko warstwy nawierzchniowe, gdyż przynajmniej dwie pierwsze warstwy należy malować zapomocą pędzla, celem dobrego wtarcia cellonu, a co za tem idzie dokładnego przepojenia nim włókien tkaniny.

Jako dalszą zaletę nitrocellonów należy wymienić ich łatwość szlifowania się, co daje możność uzyskania powłok błyszczących jak lustro. Inna sprawa, że otrzymanie takiej lustrzanej powłoki, nie będąc trudne do wykonania, jest ogromnie kosztowne, gdyż wymaga nałożenia kilkunastu warstw (zamiast normalnych 4 do 5) cellonu, co powoduje ogromne zużycie materjału, i szlifowania powłoki, co znów podnosi znacznie koszt robocizny.

Nitrocellony naogół są mniej trwałe od najlepszych gatunków acetylocellonów i szybciej kruszeją. Kardynalną ich wadę stanowi znacznie większa ich palność, niż acetylocellonów. Szybkość spalania się przeciętnego nitrocellonu jest 2½ razy większa, niż najbardziej palnego acetylocellonu. Pozatem acetylocellony przez dodatek zwykłych uniepalniających plastyfikatorów można uczynić prawie całkowicie niepalnemi, tak, że gasną w chwilę po ich zapaleniu. Z nitrocellonami sprawa jest o wiele bardziej skomplikowana, gdyż nie można rozpuszczać nieograniczonej ilości plastyfikatorów uniepalniających. Ilość plastyfikatora, wystarczająca do prawie zupełnego uniepalnienia acetylocellonu, zaledwie nieznacznie zmniejsza palność nitrocellonu, dodawanie zaś większej ilości ciał uniepalniających pociąga za sobą utratę przez cellon zdolności napinania płótna, czyniąc go przez to niezdatnym do użytku.

Amerykańskie „Bureau of Standards" przeprowadziło wyczerpujące prace nad uniepalnianiem powłok nitrocellonów, jednakże, jak dotychczas, nie doszło do zadawalających wyników. Wszystkie środki uniepalniające, dodawane jako składniki do nitrocellonu w ilości zdolnej do uniepalnienia go odbierały cellonowi najcenniejsze jego właściwości. Środki niepalne, któremi usiłowano impregnować płótno pod cellon, w bardzo krótkim czasie niszczyły płótno bądź cellon.

Pomimo to, że kwestja uniepalnienia nitrocellonów nie została dotychczas rozwiązana, są one w powszechnym użytku w wielu państwach. Użytkowcy wychodzą z założenia, że jeśli samolot zapali się, jest to już wszystko jedno, czy powłoka pali się szybciej lub wolniej. Należy się tylko zabezpieczyć przed możliwością powstania pożaru, która przy stosowaniu nitrocellonów jest większa ze względu na możliwość samozapalenia się powłoki przy ogrzaniu jej do temperatur wyższych od 200° C. Zabezpieczenie to polega na umieszczeniu powłoki cellonowej w dostatecznej odległości od rur wydechowych silnika i w zaopatrzeniu w odpowiednią izolację wszystkich miejsc, w których powłoka mogłaby zostać narażona na zbytnie ogrzanie się.

Długi szereg wymienionych wyżej wad powłok obydwu omówionych rodzajów cellonów pobudził szereg badaczów do prac nad wynalezieniem nowych idealnych powłok, które jednocząc zalety wymienionych wyżej cellonów, nie miałyby jednocześnie ich wad. Prace poszły w kierunku wytworzenia szeregu innych pochodnych celulozy i prób wyprodukowania z nich lakierów do impregnacji płótna. Najodpowiedniejszemi do tego celu okazały się benzyloceluloza (ester celulozy i kwasu benzoesowego) oraz etyloceluloza (eter, to jest połączenie dwóch alkoholi zapomocą tlenu, celulozy i alkoholu etylowego). Cellony, sporządzone z tych produktów, mają zajmować miejsce pośrednie pomiędzy acetylo- i nitrocellonami, to jest dają się znacznie łatwiej uniepalnić, niż nitrocellony (nie tak łatwo jednak, jak acetylocellony), oraz odznaczają się dużo mniejszą wrażliwością na zmiany wilgotności powietrza, niż acetylocellony, jednakże nie dorównywują pod tym względem nitrocellonom. Jakie mają wady, nie wiadomo. Pomimo, że sprawozdania z prac nad nowemi powłokami cellonowemi, ogłoszone przez badaczy amerykańskich i japońskich, brzmią bardzo zachęcająco, wymienione powłoki nigdzie jeszcze nie znalazły praktycznego zastosowania. Prawdopodobnie należy okoliczność tę przypisać bardzo wysokim cenom tych produktów lub jakimś nieznanym ich wadom.

Niezależnie od rodzaju podstawowego składnika, cellon może być w złym lub dobrym gatunku; ma to bezpośredni związek z gatunkiem użytych do jego produkcji poszczególnych składników oraz ich wzajemnym ilościowym stosunkiem. Powłoka cellonu otrzymanego z dobrych składników i sporządzonego według właściwych recept, może również okazać się niedobrą, jeśli przy malowaniu cellonu nie zostały zachowane podstawowe warunki, gwarantujące otrzymanie podczas wysychania prawidłowej powłoki. Warunkami temi są: utrzymanie w lokalu lakierni odpowiedniej temperatury nie niższej, niż 15° i nie wyższej od 25° C, oraz wilgotności nie wyższej od 75%. Ilość warstw cellonu powinna wynosić normalnie 4 do 5, przyczem każdą warstwę należy malować dopiero z chwilą zupełnego wyschnięcia poprzedniej.

Badanie gatunku cellonu polega na badaniu własności powłoki, otrzymanej na płótnie po odparowaniu lotnych rozpuszczalników, przyczem ocena tylko wtedy może być właściwa, jeżeli mamy pewność, że sposób malowania był właściwy i wady powłoki nie są wywołane nieumiejętną pracą z cellonem. Ściśle chemiczną analizę cellonu stosuje się jedynie przy identyfikowaniu cellonów o znanych już właściwościach powłoki, to jest przy próbach odbiorczych.

Najważniejszemi własnościami, decydującemi o przydatności cellonu do celów lotniczych (niezależnie od rodzaju cellonu, acetylo- czy nitrocelulozowego) są: 1) zdolność napinania płótna, 2) zdolność podnoszenia wytrzymałości płótna, 3) stopień palności uzyskanej przez impregnację powłoki, 4) stałość napięcia powłoki i wreszcie 5) trwałość powłoki.

1) Otrzymanie właściwej żądanej przez odbiorcę zdolności napinania płótna jest zależne wyłącznie od odpowiedniego doboru stosunku składników w cellonie i nie przedstawia dla wytwórcy cellonu żadnej istotnej trudności. Zaznaczyć należy, że nie wszystkie płatowce wymagają cellonów o jednakowej zdolności napinania płótna, i pogląd, iż ten cellon, który napina najmocniej, jest najlepszy, nie jest właściwy. Napięcie, uzyskane przez cellon, nie może być zbyt małe, ale dla szeregu płatowców nie może być i zbyt wielkie, gdyż wywołuje krzywienie się słabszych elementów konstrukcji. Oczywiście do pewnego stopnia można sobie radzić, regulując samo naciągnięcie płótna, lecz na żądanie konsumenta wytwórca może zawsze sporządzić cellon, dający płótnu potrzebne przy danej konstrukcji płatowca napięcie.

2) Uzyskanie odpowiedniego wzrostu wytrzymałości płótna uwarunkowane jest zawartością acetylo- bądź nitrocelulozy w cellonie, i jeśli ilość ta nie jest zbyt mała, co można zawsze stwierdzić zapomocą analizy chemicznej, wytrzymałość płótna pokrytego napewno będzie odpowiednia. Jak widać, uzyskanie tej własności nie stanowi dla wytwórcy również żadnych trudności.

3) Palność powłok cellonów acetylocelulozowych przy użyciu znanych ogólnie uniepalniających plastyfikatorów jest znikoma, palność zaś nitrocellonów przy obecnym stanie wiedzy w tej dziedzinie nie może być niższa od pewnej minimalnej granicy, przekroczenie której, jak było już wyżej powiedziane, grozi uczynieniem cellonu niezdatnym do użytku.

4) Uzyskanie cellonu o możliwej stałości napięcia powłoki w zależności od wilgotności powietrza możliwe jest dla acetylocellonów tylko w pewnych granicach, ze względu na wrażliwość samej acetylocelulozy na wilgoć. Przy nitrocellonach własność ta zależna jest od rodzaju oraz ilości dodanych plastyfikatorów, przyczem stoi ona w bezpośrednim związku z innemi wasnościami cellonów. I tak, największą stałość napięcia wykazują płótna pokryte nitrocellonami o bardzo małej zawartości plastyfikatora; z drugiej strony takie cellony mało zmieniające swe napięcie, muszą wykazać znacznie większą palność i znacznie mniejszą trwałość od cellonów, zawierających więcej plastyfikatorów, a więc bardziej zmieniających napięcie. Należy tu więc zadowolnić się złotym środkiem, nie przesadzając w żadnym kierunku.

5) Trwałość powłoki cellonu zależna jest przedewszystkiem od rodzaju oraz ilości zawartego w niej plastyfikatora; oznacza to, że wraz ze wzrostem tego ostatniego wzrasta i trwałość (zmniejsza się jednocześnie palność) cellonu. Z drugiej strony trwałość zależna jest w dużej mierze od rodzaju barwnika, zawartego w cellonie.

Stwierdzenie trwałości powłoki cellonu jest najtrudniejszą sprawą przy ocenie cellonu, gdyż wymaga przeprowadzenia długotrwałych prób na otwartem powietrzu, co właściwie jest niemożliwe do urzeczywistnienia podczas odbioru produktu. Im lepszy jest cellon, tem próba musi trwać dłużej aby uzyskać widoczne wyniki.

Starzenie powłoki cellonu, wyrażające się w kruszeniu i następnem samorzutnem pękaniu powłoki na płótnie, występuje nieuchronnie z biegiem czasu niezależnie od rodzaju i gatunku cellonu, jednakże w zależności od gatunku i warunków pracy cellonu występuje prędzej lub później. Na samolocie początek starzenia się celonu daje się przedewszystkiem zauważyć w miejscach najbardziej narażonych na ucisk, dotykanie i uderzanie, to jest na kadłubie przy wejściu do samolotu. Samorzutne pękanie cellonu występuje już znacznie później, niż pierwsze objawy kruszenia powłoki, dające się ujawnić przez występujące pod naciskiem palca jej pękanie.

Szybkość starzenia powłoki cellonu nie jest jednakowa nawet dla tego samego gatunku cellonu, zależy ona przedewszystkiem od warunków, w jakich znajduje się powłoka. Czynni-

kiem, wpływającym na przyśpieszenie tego zjawiska jest działanie wpływów atmosferycznych, jak: promienie słoneczne, w tem przedewszystkiem ultrafioletowe, deszcz, wysokie temperatury, tlen powietrza. Objawy starzenia powłoki występują szybciej w okresach wiosennym i letnim, przyczem zależne są od ilości dni słonecznych oraz temperatury lata. W okresach upałów dają się zauważyć szczególnie szybko. W jesieni i zimie starzenie powłok cellonów zachodzi znacznie wolniej. Stwierdzono, że dla powłoki tego samego cellonu, który kruszeje w lecie już po jednym miesiącu, przebywanie na otwartem powietrzu nie jest szkodliwe nawet sześć miesięcy zimowych. Powłoki, pozostające w zamkniętych pomieszczeniach, starzeją się bardzo wolno, to też cellon na samolocie, odbywającym dużo lotów lub hangarowanym na dworze podczas lata, ulegnie znacznie szybszemu skruszeniu niż na samolocie, przebywającym stale w hangarze lub magazynie.

Jak zaznaczono, szybkość starzenia się cellonu zależy również od rodzaju barwy powłoki. Cellony bezbarwne najszybciej ulegają skruszeniu. Barwnik mineralny (nie może to być barwnik organiczny rozpuszczający się w cellonie) znajdujący się w cellonie w postaci zawiesiny i dodany w ilości umiarkowanej (gdyż zbyt wielka ilość wywołuje kruchość powłoki świeżej) chroni powłokę przed niszczącem działaniem promieni i przedłuża życie cellonu. Z pomiędzy cellonów barwnych najtrwalsze okazały się cellony w kolorze srebrnym, malowane na czerwonych podkładach. Cellony innych kolorów wykazują znacznie niższą trwałość. Ciekawe jest zjawisko, że cellon naprzykład oliwkowy, odznaczający się znacznie niższą trwałością od cellonu srebrnego, pomalowany na srebrnym, wykazuje znaczne opóźnienie szybkości kruszenia powłoki. Przyczyna tego zjawiska leży w tem, że cellony czerwony i srebrny pochłaniają promienie ultrafioletowe o pewnej długości fali, uznane za najgroźniejsze dla powłoki cellonu.

Badanie szybkości starzenia się powłoki cellonu przeprowadza się zwykle na otwartym powietrzu, ustawiając impregnowaną powierzchnię płótna, zwróconą w kierunku południa pod kątem 45°. Położenie to sprzyja najszybszemu starzeniu się powłoki w stosunku do innych położeń, jak naprzykład pionowego lub poziomego. Razem z cellonem badanym należy wywieszać cellon wzorcowy o znanym składzie i trwałości, gdyż kruszenie powłoki może występować wcześniej lub później zależnie od pogody w danym roku. Powłoki cellonów w dobrym gatunku zaczynają kruszeć w 10 do 11 miesięcy po wywieszeniu. Jest to okres czasu bardzo długi, uniemożliwiający sprawdzenie tej niezmiernie ważnej własności cellonu.

Instytut Badań Technicznych Lotnictwa przeprowadził prace nad przyśpieszeniem tych badań i opracował bardzo prostą metodę prób laboratoryjnych, która daje wyniki zupełnie zbliżone do wyników starzenia się cellonów w warunkach naturalnych. Czas próby wynosi cztery do pięciu dni zamiast 10 do 11 miesięcy. Metoda ta będzie opisana w najbliższem sprawozdaniu I. B. T. L.

(d. n.).

FIZYKALNE PODSTAWY PRACY ŚWIECY ZAPŁONOWEJ I WYPŁYWAJĄCE Z NICH WNIOSKI PRAKTYCZNE*)

Inż. KONRAD JAGOSZEWSKI

Wstęp

Z pojawieniem się silników zasilanych mieszankami paliwowemi konieczne stało się zaopatrzenie silnika w odpowiedni układ zapłonowy, któryby doprowadzał w odpowiedniej chwili mieszankę do wybuchu.

Pierwszem tego rodzaju urządzeniem była zwykła rurka porcelanowa, zamknięta z jednej strony denkiem, z drugiej zaś wkręcana do głowicy cylindra. Rurka ta, podgrzewana z zewnątrz płomieniem lampki, po dojściu do odpowiedniej temperatury powodowała zapłon mieszanki do niej z cylindra dopływającej. Regulacja punktu zapłonu, bardzo problematyczna, odbywała się przez przesuwanie wzdłuż osi rurki płomienia podgrzewającego.

Wprowadzenie prądu elektrycznego zdmuchnęło na zawsze płomień lampki. Pierwsze świece elektryczne były zasilane prądem niskiego napięcia, stanowiąc poprostu odpowiednio zbudowany przerywacz elektryczny, wkręcany w głowicę cylindra i napędzany mechanicznie z dodatkowego kułaczka wałka rozrządczego bądź też elektromagnetycznie. Ze względu na to, iż szczelność ich i szybkość reagowania z powodu dużej bezwładności elektrycznej i mechanicznej układu nie mogła nadążyć za rozwojem silników spalinowych, których to wad nowy układ zapłonowy oparty na

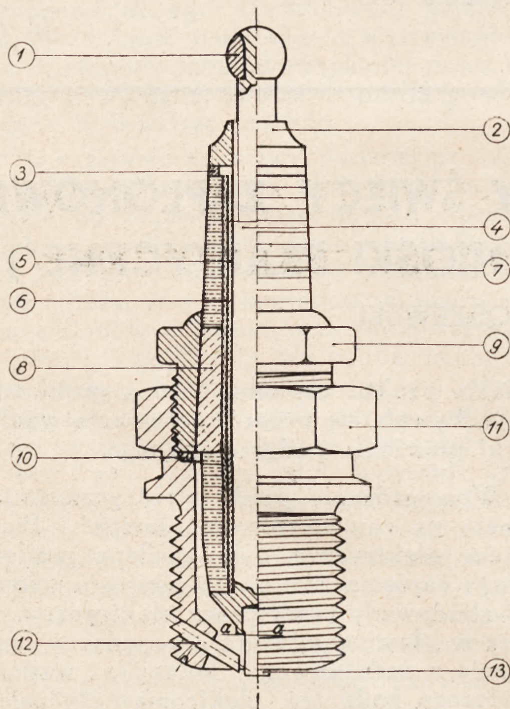
*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych dn. 20.XII.35 r.

wysokiem napięciu nie posiadał, świece te zostały całkowicie z obiegu wyrugowane.

Nowy typ świecy wysokonapięciowej, wprowadzony na początku bieżącego stulecia przez firmę Bosch, posiada poza innemi ogromną zaletę, jaką jest zupełny, praktycznie biorąc, brak bezwładności układu zapłonowego, przy najwyższych dzisiaj urzeczywistnionych obrotach silników jeszcze niewyczuwalnej, łatwość regulowania chwili zapłonu i rozdziału impulsów na poszczególne cylindry silnika, oraz łatwość doszczelnienia. Wadą natomiast jest powstawanie i rozprzestrzenianie się zaburzeń elektromagnetycznych o bardzo szerokiem widmie drgań, znajdujące swój nader przykry oddźwięk w radjokomunikacji lotniczej.

Rozpatrując rzecz z punktu widzenia elektrycznego, świeca wysokiego napięcia jest poprostu przerwą wtrąconą w obwód prądu elektrycznego wysokiego napięcia, przerwą natyle nieznaczną, iż przyłożone napięcie powinno ją z łatwością pokonać w postaci wyładowania i przeskoku iskrowego. Zjawiska świetlne i cieplne, towarzyszące iskrze elektrycznej, powodują z kolei już to przez swe działanie katalizacyjne już to termiczne zachwianie równowagi chemicznej drobin mieszanki, znajdującej się na drodze iskry, i reakcję egzotermiczną, rozprzestrzeniającą się z dużą szybkością w komorze spalania.

Świeca wysokiego napięcia, wyłącznie dziś używana, zanim doszła do obecnej swej postaci, przeszła przez szereg ewolucyj, niejednokrotnie groteskowych pod względem konstrukcji i celowości, wypływających ze szczerej ignorancji wytwórców i życzliwej pogardy rzeczywistości przez odbiorców. Zwolna jednak któryś z poważniejszych producentów uzyskał typ świecy, która przez swe zalety zdobyła sobie nietylko sławę, lecz i pobudziła zmysł naśladownictwa. W ten sposób instynkt nabyty i niechęć do samodzielnego myślenia dokonały cennego dzieła unifikacji przynajmniej form zasadniczych świecy. Dzisiejsze typy świec wszystkich wytwórni różnią się zewnętrznie bardzo nieznacznie, natomiast różnice i to poważne występują w umiejętności harmonijnego powiązania szeregu elementów współpracujących w nowoczesnej świecy.



Rys. 1. Konstrukcja świecy.

1 — zaczep
2 — nakrętka górna
3 — podkładka górna
4 — rdzeń
5 — okładzina
6 — izolacja rurkowa
7 — izolacja warstwowa
8 — oprawka izolatora
9 — nakrętka zaciskająca
10 — uszczelka wewnętrzna
11 — oprawka świecy
12 — elektroda boczna
13 — elektroda środkowa

Konstrukcja świecy

Świeca składa się z dwóch zasadniczych elementów: z izolatora przepustowego wysokiego napięcia, stanowiącego środkową część świecy, i oprawki świecy, w której osadzony jest izolator, a która jednocześnie służy do wkręcania świecy w gniazdo świecowe cylindra. Pomiędzy elektrodą środkową, znajdującą się pod wysokiem napięciem, a elektrodą boczną, połączoną przez oprawkę z masą silnika jest przerwa, poprzez którą następuje wyładowanie iskrowe z wszelkiemi wyżej wymienionemi skutkami. Dalsze szczegóły podaje rysunek 1.

Zadania i warunki pracy świecy

Obowiązki, włożone na świecę, są już dziś jasne i bezsporne i przedstawiają się w sposób następujący:

1) Świeca powinna nienagannie iskrzyć przy wszystkich warunkach pracy silnika.

2) Powinna być szczelna niezależnie od wysokości temperatur i ciśnień, osiąganych przez silnik.

3) Powinna być cieplnie dostosowana do liczb charakterystycznych paliwa i smaru oraz do całkowitego zakresu warunków pracy silnika.

4) Powinna być trwała.

Trudniejszą natomiast sprawą jest przeprowadzenie dokładnej analizy warunków pracy świecy, istnieje bowiem jeszcze szereg elementów zaciemniających obraz i pozwalających na swobodną interpretację przez niepowołane autorytety. Poniżej podane charakterystyki są szkicową próbą zebrania i usystematyzowania objawów zaobserwowanych i mają na celu wyciągnięcie odpowiednich dla konstrukcji świec wniosków.

a) Iskrzenie świecy.

Jeśli między dwie elektrody przedzielone warstwą gazu przyłożymy napięcie i poczniemy je zwolna podnosić, zauważymy szereg następujących po sobie objawów świetlnych, zakończonych po uzyskaniu odpowiedniego na-

pięcia przebiciem warstwy gazowej. Faza pierwsza po przyłożeniu „napięcia wstępnego" znamionuje się słabem, ledwo widocznem jarzeniem elektrody. Przy dalszem podnoszeniu napięcia jarzenie wzrasta, aby przejść w wyładowanie widoczne jako smugi świetlne o czerwonawem zabarwieniu. Przy jeszcze wyższem napięciu, po przekroczeniu „napięcia wyładowania smużystego", następuje wyładowanie w postaci łuku świetlnego, który, zależnie od energji źródła zasilającego, trwa dalej, bądź też przy małej pojemności źródła gaśnie, dając wyładowanie iskrowe o barwie intensywnie białej i hałaśliwym, krótkim odgłosie.

W czasie pracy silnika fazy te następują tak szybko po sobie, iż wydzielić ich niepodobna, obserwuje się jedynie ich efekt końcowy, uzależniony i przygotowany, o czem nie należy zapominać, przez szereg stanów poprzednich.

Celem dokładniejszego wejrzenia w mechanizm iskrzenia, przejdziemy raz jeszcze poszczególne fazy. Jarzenie dookoła elektrody spowodowane jest jonizowaniem cząsteczek gazu przez opuszczające ze znaczną szybkością masę elektrony i zachwianiem równowagi orbit elektronowych zbombardowanych molekuł gazowych; te ostatnie, rozpadając się, wyrzucają wtórne elektrony, doprowadzające w odpowiednich warunkach do jonizacji lawinowej przestrzeni międzyelektrodowej i wyładowań smużystych oraz iskrowych.

Wielkość napięcia niezbędnego do wywołania przeskoku iskrowego jest funkcją uwikłaną zależnie od kształtu, wymiarów i odstępu elektrod i innych czynników zewnętrznych. W celu otrzymania tej zależności należałoby zdjąć każdorazowo szereg krzywych w zależności od zmian wyżej wymienionych parametrów. W dalszym ciągu wpływ na przebieg zjawisk rozpatrywanych ma materjał i temperatura elektrody, gęstość gazu, warunkująca długość swobodnej drogi przyśpieszanych elektronów i molekuł bombardujących, wreszcie obecność uprzednio zjonizowanych cząsteczek gazu w przestrzeni międzyelektrodowej.

Wzór, ujmujący ilość elektronów wypromieniowanych w ciągu jednostki czasu z danej powierzchni elektrody i przy danej temperaturze, podaje O. W. Richardson w postaci następującej:

$$N = q A \sqrt{T} \cdot e^{-\frac{B}{T}} \qquad (1)$$

gdzie N — ilość elektronów wypromieniowanych na jednostkę czasu;
T — temperatura elektrody w skali bezwzględnej (stopni Kelwina);
q — wielkość powierzchni emitującej;
A i B — stałe zależne od użytego materjału i od warunków otoczenia.

Wartość stałych A i B oraz wysokość dopuszczalnej temperatury ma wpływ zasadniczy na dobór materjału elektrodowego.

Praktyczne znaczenie będą tu miały wolfram w odpowiednim stopie, oraz tlenki ziem alkalicznych, jak: wapnia, toru, baru, strontu, przyczem tlenki te wchodzą w rachubę jako powłoka, nakładana na materjał o odpowiedniej wytrzymałości mechanicznej. Wymienione materjały mają jeszcze dla pracy świecy inne znaczenie, o czem poniżej.

W obecnej chwili powszechne zastosowanie na materjał elektrod znajdują stopy niklu, których dobór został dokonany nie tyle z rozpatrywanego powyżej punktu widzenia dobroci emisji, ile raczej z uwagi na ich odporność przeciwko korozji elektrycznej.

Ze wzoru (1), według którego oblicza się emisję lamp katodowych, wynika ponadto kilka innych wskazówek, a mianowicie:

1) Ponieważ wzór ten dotyczy emisji elektronów, czyli ujemnych cząstek elektryczności, przyśpieszanych w polu elektrycznem w kierunku od potencjału ujemnego do dodatniego, ponieważ z kolei wielkość emisji zależy w bardzo dużym stopniu od temperatury elektrody, a najgorętszą elektrodą jest elektroda środkowa, a więc, co za tem idzie, do elektrody tej należy doprowadzić potencjał ujemny, a na masową (wbrew przepisom, obowiązującym w naszem lotnictwie) dodatni. Z tego punktu widzenia powinna być rozpatrzona również sprawa biegunowości iskrownika.

2) Ilość elektronów emitowanych zależy linjowo od wielkości powierzchni emitującej: warunek ten doprowadza nas wraz z wyżej podanym do interesującego zagadnienia matematycznego, a mianowicie obliczenia bryły łba elektrody o maksymalnej powierzchni przy minimalnej objętości. Z drugiej strony wzór wskazuje na korzyści, dające się uzyskać przez rozszerzenie powierzchni emitującej na całą komorę świecy.

3) Emisja elektrody zimnej jest najmniejsza, ponieważ jednak świeca ma iskrzyć przy wszystkich warunkach pracy silnika, a więc i w stanie zimnym (rozruch), warunek ten, jako najgroźniejszy, powinien być uwzględniony przy ocenianiu wartości świecy.

4) Emisja w wysokich temperaturach jest wielokrotnie wyższa, niż przy niższych, stąd wniosek, iż dla otrzymania tego samego efektu iskrowego należałoby regulować napięcie na iskrowniku w zależności od temperatury świecy. Wniosek ten nie jest tylko teoretyczny, posiada również, i to duże, znaczenie praktyczne. Należy bowiem uświadomić sobie, iż przy wysokiej temperaturze materjał elektrody środkowej staje się plastyczniejszy, wskutek czego na powierzchni zetknięcia z gorącemi gazami tworzą się jony swobodne, złożone z atomów i drobin, które pod działaniem sił ponderomotorycznych, zależnych od wielkości przyłożonego napięcia, zostają wyrwane z powierzchni elektrody, doprowadzając zwolna do zniszczenia, znanego pod nazwą zużycia elektrody. Praktyka opanowania zużywania elektrod idzie w kierun-

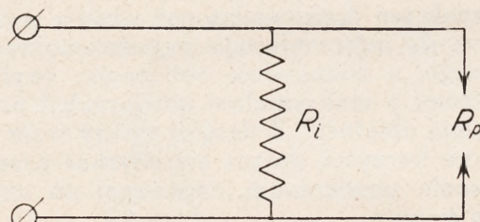
ku wyznaczenia materjałów najbardziej odpornych na wspomniane objawy korozji elektrycznej.

5) Emisja wreszcie zależy od ciśnienia i rodzaju otaczającego elektrodę gazu.

Napięcie wyładowania iskrowego wzrasta nieco szybciej niż ciśnienie gazu, ponieważ zaś znany jest stopień sprężania danego silnika, świeca dlań przeznaczona powinna iskrzyć przy ciśnieniu wyższem lub conajmniej równem ciśnieniu, panującemu w cylindrze przy końcu suwu sprężania. Warunek ten, połączony z uwagami w punkcie 3) i 4), stanowi jeden z elementów precyzujących wymagania stawiane badanej świecy.

Z kolei omówić musimy wpływ utraty izolacyjności świecy na jej iskrzenie.

Wyładowanie iskrowe świecy powinno następować w miejscu jedynie do tego przeznaczonem, to jest między elektrodami. Lokalizację tegoż uzyskuje się przez staranne odizolowanie części, będących pod napięciem, przy pomocy odpowiednich materjałów i przy zastosowaniu najodpowiedniejszej konstrukcji. Najlepsze jednak materjały izolacyjne posiadają, zwłaszcza w warunkach pracy świecy, pewną przewodność elektryczną. Stąd też świecę możemy rozpatrywać jako układ dwóch równolegle połączonych oporności: oporności przerwy iskrowej i oporności izolacji, jak na podanym niżej schemacie (rys. 2). Dopóki stosunek oporności $k = R_i/R_p$ jest duży, cały prawie prąd obiera sobie drogę przez przerwę iskrową. O ile jednak, jak to ma miejsce ze świecami po pewnym czasie pracy na silniku, stosunek ten ulegnie zmniejszeniu, energja dostarczona na przerwę iskrową spadnie, dając jedynie wyładowanie smużyste bądź też zupełny zanik iskrzenia. Analiza powyższego stosunku prowadzi nas do wniosków, uzyskanych również w wyniku dyskusji wzoru Richardsona: dla uzyskania dużej wartości k, oporność R_p powinna być mała, co uzyskuje się między innemi przez zastosowanie materjału o dużej emisji elektronowej. Z drugiej strony oporność R_i powinna być jaknajwiększa, przyczem w grę tu wchodzi wytrzymałość izolacji skrośna w miejscu między oprawką izolatora i rdzeniem (patrz rys. 1), oraz wytrzymałość na wyładowanie powierzchniowe wzdłuż powierzchni górnej i dolnej części izolatora.



Rys. 2.

Pamiętając o tem, iż świeca pracuje na silniku przy dużej rozpiętości temperatur, materjały izolacyjne, użyte do jej budowy, powinny tę okoliczność uwzględniać. W praktyce znajdują zastosowanie krzemiany: magnezowo-glinowy (steatyt), glinowy (silumanit), a ostatnio kwarc czysty krystaliczny (korund). Ponadto stosuje się krzemian glinowo-sodowo-potasowy czyli mikę. Silumanit i korund są dziś powszechnie używane do wyrobu świec samochodowych. Dużą ich zaletą jest, poza wysoką jednorodnością, znacznie wyższe przewodnictwo cieplne aniżeli miki, wadą natomiast jest trudny sposób ich uzyskiwania oraz niska wytrzymałość mechaniczna.

Mika, używana prawie wyłącznie w świecach lotniczych, obróbkowo i wytrzymałościowo korzystniejsza, ma jako jedną z głównych wad szkodliwą skłonność do starzenia się w obszarze wyższych temperatur przez utratę swej wody krystalicznej i, co za tem idzie, utratę izolacyjności. Ponadto jest złym przewodnikiem ciepła, naskutek zaś warstwowej budowy izolatorów mikowych inkludowane w nich cząsteczki gazów pogarszają w wysokim stopniu wytrzymałość elektryczną izolatora na wyładowanie powierzchniowe. Szczęśliwą okolicznością jest fakt, iż temperatura rozkładu wody krystalicznej wynosi około 1.200° C, a więc wyżej, aniżeli granica odporności paliw na samozapłony. Z wprowadzeniem jednak paliw o wysokiej odporności na detonację temperatura, wyznaczona skłonnością paliwa do samozapłonu ulegnie podwyższeniu, co postawi wytwórców świec przed koniecznością zwrócenia się do korundu, jako najodpowiedniejszego materjału izolacyjnego.

Drugim z czynników, zmniejszającym wartość oporności R_i, jest osadzanie się cząsteczek węgla, pochodzącego z niezupełnego przebiegu reakcji spalania paliwa i smaru, i tworzenie w ten sposób upustu dla prądu wzdłuż powierzchni dolnej części izolatora. Środkami zaradczemi będą tutaj: stosowanie dostatecznie długiej drogi między łbem świecy a oprawką izolatora oraz środków wpływających katalizacyjnie na zupełniejsze spalanie. Dokładne omówienie powyższego zagadnienia znajdzie czytelnik w artykule „Zündkerzen und ihre Verbesserung", Dr.-Ing. Hans Navratiel, Automobiltechnische Zeitschrift, Heft 9, 1934[1]). Mimochodem tylko zaznaczę, iż materjały polecane przez wymienionego autora jako katalizatory częściowo pokrywają się z podanemi przez nas wyżej jonizatorami.

Badania Earl Keeler'a przeprowadzone w laboratorjum firmy Waukesha Motor Company w U. S. A.[2]) rzucają dodatkowy snop światła na ten interesujący problem. Przy po-

---

[1]) Tłomaczone w „Techn. Now. Lotn." Nr. 4, kwiecień 1935.

[2]) „Procedure for Rating Spark Plugs for Resistance to Fouling Sought in Tests", Earl A. Keeler Automotive Industries. May 4, 1935. Tłomaczone w „Techn. Now. Lotn." Nr. 6, czerwiec 1935.

mocy urządzenia pomiarowego zbudowanego na zasadzie krążku Jouberta, mierzącego upływność świec w czasie pracy na silniku, zbadano wpływy wartości cieplnej świecy, rodzaju paliwa, składu mieszanki, ilości smaru oraz kształtu łba, rdzenia i elektrody środkowej na tworzenie się osadów. Wnioski wyciągnięte z tych badań są następujące: Rodzaj użytego paliwa gra ważną rolę w kierunku zmniejszania osadów w tym kierunku, że wyższa liczba oktanowa paliwa zmniejsza ilość osadu. Wartość cieplna świecy nie gra tutaj wyraźnej roli, wprowadzenie z kolei nadmiaru oleju do cylindra zbliża wyniki do obserwowanych w praktyce to jest, że świeca zimna wykazuje większą skłonność tworzenia osadów od gorącej.

Pewną niespodzianką jest wybitnie małe zanieczyszczanie się świecy o łbie rdzenia 10 mm w porównaniu do świec o tej samej wartości cieplnej, lecz większym łbie i to niezależnie od wielkości średnicy oprawki świecowej. Wyniki te tłomaczą się małą pojemnością cieplną izolatora ze łbem małym, szybszem tem samem reagowaniem na zmianę warunków cieplnych, i stwarzają dodatkowe możliwości znormalizowania izolatorów z małemi łbami, niezależnie od wymiarów oprawki świecy.

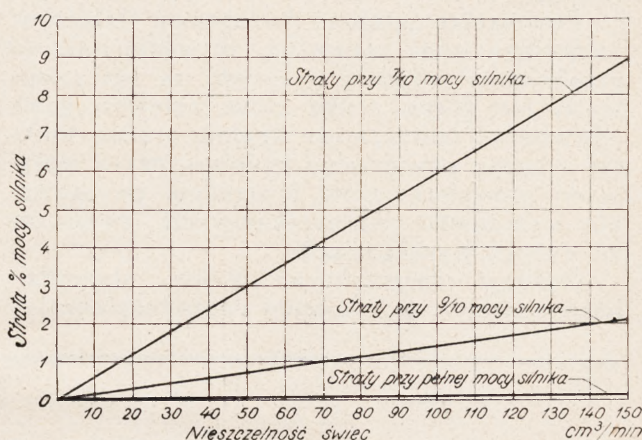
Przy pracy na paliwach, zawierających czteroetylek ołowiu, występują dodatkowe trudności, spowodowane osadzaniem się związków ołowiu na powierzchni izolatora, co może za sobą pociągnąć utratę izolacyjności i wyłączyć świecę z pracy. Bliższe szczegóły podaje praca F. R. Banks'a.[1])

W ten sposób przedstawiono całokształt kompleksu zagadnień, odnoszących się do iskrzenia świecy. Dodatkowo pragniemy jeszcze zaznaczyć, iż świeca w nowoczesnym silniku daje około 50.000 wyładowań iskrowych na godzinę, co ma również wpływ na korozję i erozję elektrod.

b) Szczelność świecy.

Stosunkowo niejasno stawiana jest sprawa wpływu nieszczelności na pracę silnika. Zdania w tej dziedzinie są wybitnie podzielone, który to stan rzeczy skłonił nas do ustalenia warunków i przeprowadzenia próby niżej opisanej.

Do prób wzięto serję świec, pochodzących z tej samej fabryki, które po przepracowaniu pewnej ilości godzin na silniku wykazywały różny stopień nieszczelności, mierzonej przy użyciu powietrza pod ciśnieniem 10 kg/cm^2 i wyrażonej w cm^3/min. Próbę świec przeprowadzono na pojedynczym cylindrze silnika Wright 220 KM, określając wpływ nieszczelności na moc silnika, mierzoną przy pomocy hamulca Froude'a. W tym celu przeprowadzano zrazu pomiar mocy przy użyciu świec szczelnych, nastawiając przyjęte zgóry obroty i obciążenie silnika. Następnie świece zastępowano innemi o znanej nieszczelności i uruchomiano silnik, zachowując otwarcie przepustnicy oraz ilość obrotów niezmienione podczas danej serji prób wszystkich świec. Ze względu na spadek mocy spowodowany nieszczelnością świec zachowanie stałych obrotów podczas większości prób na nieszczelnych świecach było możliwe jedynie kosztem zmniejszenia momentu hamującego w porównaniu do tegoż momentu, uzyskanego na świecach szczelnych.



Rys. 3. Wpływ nieszczelności świecy na moc silnika.

Otrzymane wyniki przedstawiono na rys. 3 pod postacią zależności spadku mocy od nieszczelności świec. Spadek ten wyrażono w procentach mocy, uzyskanej dla każdej z trzech serji prób na świecach szczelnych. Jak widać, wykonano trzy serje pomiarów, jedną przy pełnej mocy i obrotach nominalnych, zaś dwie następne przy mocach dławionych, wynoszących 9/10 i 7/10 mocy nominalnej. Celem wyeliminowania możliwego wpływu zmienności temperatur wszystkie próby zostały przeprowadzone przy tej samej temperaturze pod świecami; stałość tę osiągnięto na drodze regulowania szybkości powietrza chłodzącego.

Jak wynika z rysunku, straty mocy wzrastają w kierunku rosnących nieszczelności i malejących obrotów. Zależność spadku mocy od nieszczelności jest zrozumiała, uderza natomiast nieoczekiwany wpływ, jaki wywiera pod tym względem obniżanie obrotów. Dla wyjaśnienia tego zjawiska należałoby przeprowadzić staranne rozważania teoretyczne nad przepompowywaniem gazów przez małe otwory oraz uwzględnić wpływ nieszczelności na wysokość ciśnienia przy końcu suwu sprężania.

Przy większych nieszczelnościach występuje przegrzanie i zniszczenie świecy, objaw

[1]) „Ethyl", F. R. Banks, Journal of the Royal Aeronautical Society, April 1934. Tłomaczone w „Techn. Now. Lotn.", Nr. 7, 8 i 9, marzec — maj 1934 r.

często obserwowany przy źle dotartych grzybkach zaworowych.

Wyniki tej próby rozszerzyć się niewątpliwie dadzą również na nieszczelności innych elementów cylindra, na co zwracamy uwagę wytwórniom silników i ich odbiorcom.

Przy badaniu nieszczelności świec zwraca uwagę charakterystyczny fakt: świece nowe, dostarczone przez wytwórcę są prawie idealne szczelne, dopiero po kilkugodzinnej pracy na silniku świece rozszczelniają się. Zjawisko to, którego źródeł szukać należy w stosowaniu różnych sekretnych lakierów, powinno być przy opracowaniu nowych wymagań technicznych stawianych świecy odpowiednio potraktowane.

Powracając jeszcze do sprawy lakierów, pozwolimy sobie zauważyć, iż wedle naszego przekonania jedynem miejscem na ich stosowanie jest górna, zimna część izolatora, gdzie odpowiedni lakier może spełnić ważną funkcję ochrony powierzchni izolatora przed wpływami atmosferycznemi i utrudnić powstawanie wyładowań powierzchniowych, zwłaszcza na dużych wysokościach.

Badając nieszczelności świec, stwierdziliśmy również, iż miejscem najniebezpieczniejszem jest powierzchnia podkładki doszczelniającej; pomiędzy oprawką izolatora, spełniającą jednocześnie rolę dławnicy, a rdzeniem nieszczelność przy pewnej staranności wyrobu jest praktycznie nieznaczna.

Ilość uciekających gazów jest caeteris paribus w przybliżeniu proporcjonalna do luzu między powierzchniami stykającemi się i odwrotnie proporcjonalna do długości drogi, wzdłuż której struga gazów jest dławiona. Pozostawiając wyciągnięcie z powyższej wskazówki odpowiednich wniosków inteligencji naszych konstruktorów, zauważymy, iż materjał uszczelek powinien być plastyczny, odporny oczywiście na działanie wysokich temperatur, jakim jest naprzykład wyżarzona miedź. Poważniejsze wytwórnie dla uniknięcia ewentualnych niespodzianek poddają każdą partję uszczelek próbie elastyczności.

Grubość podkładek ma również znaczenie dla uzyskania szczelności; zbyt gruba podkładka przy znacznej grze temperatur, dając większe wydłużenia linjowe, więcej pracuje na zgniot i ulega zmęczeniu, wyrażającemu się w stwardnieniu i utracie plastyczności.

(d. n.)

NOWA METODA OZNACZANIA ODPORNOŚCI PALIW LOTNICZYCH NA DETONACJĘ

G. D. BOERLAGE, L. A. PELETIER i J. L. TOPS

Tłomaczone z oryginału p. t. „The Allowable Boost Ratio", Aircraft Engineering, Vol. VII (1935), str. 306—308 przez inż. J. Tuszyńskiego.

Trudność oznaczania odporności na detonację paliw lotniczych pod postacią liczby oktanowej, odczuwana zwłaszcza w stosunku do paliw o liczbach oktanowych, przekraczających 80, skłoniła autorów do opracowania innej metody badania paliw, którą możnaby nazwać metodą „stosunku dopuszczalnego ładowania" (Allowable Boost Ratio, w skrócie A. B. Ratio).

Praca niniejsza podaje porównanie dwóch metod oznaczania odporności na detonację, jednej, opierającej się na pomiarach, których wynik jest wyrażony pod postacią liczb oktanowych (oznaczonych naprzykład na silniku C. F. R. według „Motor Method") i drugiej, polegającej na pomiarze i porównaniu ciśnień ładowania. Pierwsza będzie nazywana metodą oktanową, druga zaś — metodą „stosunku dopuszczalnego ładowania".

Stosunek dopuszczalnego ładowania wiąże się z próbami na silniku, pracującym przy stałym stopniu sprężania, stałej ilości obrotów i w warunkach pojawiania się lekkiej detonacji. Warunki te są stwarzane przez zmienianie ciśnienia wlotowego (ładowania).

Stosunek dopuszczalnego ładowania jest to stosunek dwóch ciśnień ładowania. Pierwsze z nich (w liczniku) jest to ciśnienie ładowania, przy którem wystąpi początek lekkiej detonacji silnika, pracującego na paliwie badanem, zaś drugie z tych ciśnień (w mianowniku) zostaje otrzymane w ten sam sposób, jednak przy pracy silnika na paliwie wzorcowem.

Wstęp

Wobec braku ogólnie przyjętej metody oceny odporności paliw lotniczych na detonację stosuje się zazwyczaj do tego celu metodę, noszącą nazwę „C. F. R. Motor Method", wprowadzoną pierwotnie do paliw samochodowych. Metoda ta nastręcza pewne niedogodności. Niezależnie od zgodności dawanych przez nią wyników z rzeczywistością występuje przy jej stosowaniu trudność tego rodzaju, że paliwa o wysokiej odporności na detonację, wynoszą-

cej około 100 jednostek oktanowych, podlegają według tej metody badaniu przy stopniu sprężania, wynoszącym około 10:1, celem otrzymania dostatecznie wysokiej intensywności detonacji, przepisanej przez tę metodę. W obecnym stanie wiadomości wydaje się, że ruchy iglicy detonacyjnej są powodowane nietylko przez zjawisko detonacji, ale i przez bardzo szybki wzrost ciśnienia, dający się odczuć zwłaszcza przy wysokich stopniach sprężania [1]. Wpływa to oczywiście ujemnie na dokładność pomiarów. Druga trudność polega na tem, że skala oktanowa jest ograniczona po stronie wysokich liczb oktanowych odpornością na detonację izooktanu (100). Wobec przewidywanego wprowadzenia w przyszłości paliw o jeszcze wyższej odporności na detonację, ograniczenie, o którem mowa, pociągnie za sobą konieczność mało dokładnych ekstrapolacyj.

Odporność pewnego paliwa na detonację może być traktowana jako cecha, nie wywierająca wpływu na moc silnika tak długo, jak długo silnik na danem paliwie nie detonuje. Rozpatrując w dalszym ciągu silnik, detonujący bardzo lekko przy pełnem otwarciu przepustnicy na paliwie o pewnej liczbie oktanowej, można wyzyskać możliwości, jakie daje paliwo o zwiększonej liczbie oktanowej, dwoma sposobami: przez podwyższenie a) stopnia sprężania i/lub b) ciśnienia ładowania.

Celem oświetlenia możliwości podniesienia mocy silnika przeprowadzono na silniku C.F.R. dwie serje prób, pierwszą przy normalnem zasysaniu (pełne otwarcie przepustnicy) i zmiennym stopniu sprężania, drugą zaś przy zmiennem ciśnieniu ładowania i stałym stopniu sprężania. W związku z tem, zasługuje na zainteresowanie praca jednego z autorów [2], przedstawiona na World Petroleum Congress. W pracy tej usiłowano wyrazić odporność paliwa na detonację w skali bezwzględnej, to znaczy pod postacią mocy rozwijanej na danem paliwie przez silnik (w tym wypadku silnik Series 30).

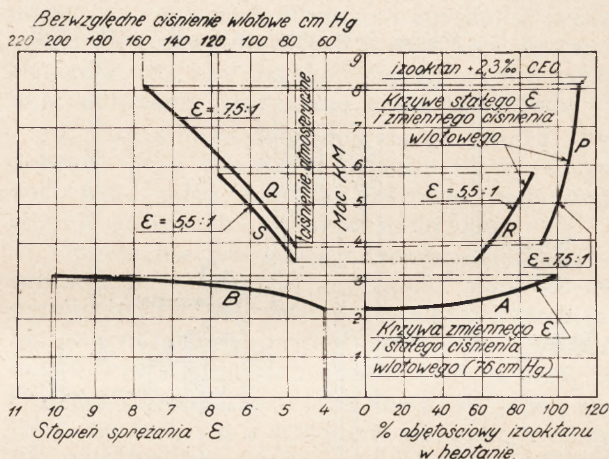
Doświadczenia na silniku C. F. R.

Rys. 1 przedstawia wyniki badań na silniku C. F. R. Krzywe zmienności mocy, A i B, były wyznaczone przy normalnem zasysaniu (stałe ciśnienie w przewodach wlotowych, wynoszące w tym wypadku 760 mm Hg) i zmiennym stopniu sprężania, zaś krzywe P i Q oraz R i S podają zmienność mocy z ciśnieniem ładowania przy stałych stopniach sprężania. Widać wyraźnie, że zwiększenie ciśnienia ładowania pozwala na wzrost mocy, czterokrotnie niemal większy, aniżeli wzrost mocy, umożliwiony dzięki podwyższeniu stopnia sprężania.

[1] „Causes of Detonation in Petrol and Diesel Engines", G. D. Boerlage and W.J.D. van Dyck, Journal of the Inst. of Petr. Techn., January 1935.

[2] „The Effect of Temperature on Knock-Rating", L. A. Peletier, Proc, World Petroleum Congress, Vol. II, str. 165—169.

Użycie do napędu silnika C. F. R. paliwa o liczbie oktanowej 100 zamiast 90 przy stałym stopniu sprężania pozwala na zwiększenie ciśnienia ładowania z 76 na 96 cm słupa rtęci, czemu towarzyszy 32%-owy wzrost mocy; w przeciwieństwie do tego zwiększenie stopnia sprężania z 6,9 do 10,1, umożliwionego dzięki lepszemu paliwu, pozwala na podwyższenie mocy tylko o 8,5%.



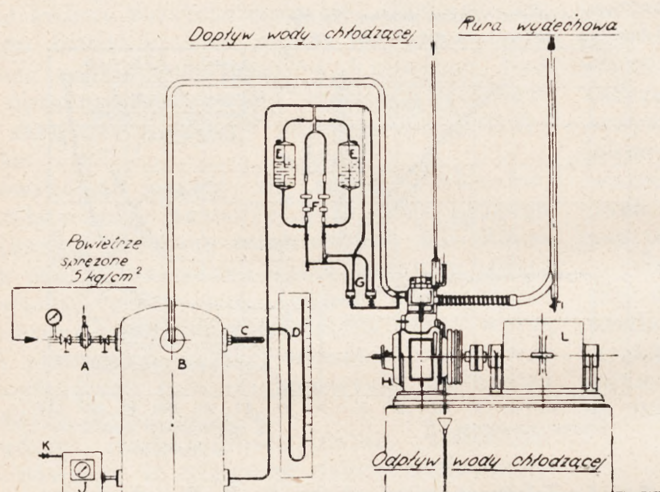
Rys. 1. Zależność mocy silnika C. F. R. od stopnia sprężania i ciśnienia wlotowego.

Krzywa A na rys. 1 wyjaśnia, że zastosowanie do napędu silnika o normalnem zasysaniu paliwa o wyższej odporności na detonację, pozwalające na podniesienie stopnia sprężania, pociąga za sobą nieznaczny tylko wzrost mocy silnika; tem się wyjaśnia, że podwyższanie mocy silników samochodowych, towarzyszące wprowadzaniu paliw o wyższych liczbach oktanowych, ograniczyło się w dużej mierze do nieznacznych stosunkowo zysków, idących za podwyższaniem stopnia sprężania.

Krzywe P i R rys. 1 dowodzą, że na współczesnych silnikach ze sprężaniem wstępnem podwyższenie liczby oktanowej paliwa (pozwalające na podniesienie ciśnienia ładowania) daje stosunkowo znaczny zysk na mocy; w związku z tem wymagania, stawiane przez silniki lotnicze liczbie oktanowej paliwa, wzrosły szybko od 73 do 87 i wyżej w przeciągu paru lat.

Przytoczone rozważania nasunęły przekonanie, że metoda oktanowa nie jest najbardziej zadawalającą metodą badania paliw lotniczych. Należy tu zwrócić uwagę, że tendencja rozwojowa w dziedzinie silników samochodowych idzie w kierunku podwyższania stopni sprężania odpowiednio do liczb oktanowych dostępnych paliw; odpowiednio do tego metoda C.F.R. dostosowuje stopień sprężania do liczby oktanowej badanej próbki. W przeciwieństwie do tego, postęp konstrukcji silników lotniczych wyraża się przedewszystkiem w podwyższaniu ciśnienia ładowania.

Autorzy wyrażają przekonanie, że do badania paliw lotniczych nadawałaby się lepiej metoda, posługująca się zmiennem ciśnieniem ładowania, i proponują w związku z tem metodę „stosunku dopuszczalnego ładowania". Narazie metoda ta została opracowana na silniku C.F.R., pracującym przy stałym stopniu sprężania, stałej ilości obrotów, zaś początek lekkiej detonacji zostaje uzyskany przez dobór ciśnienia wlotowego (ładowania).



Rys. 2. Silnik C. F. R. przerobiony do prób.

A — zawór redukcyjny
B — zbiornik powietrza
C — termometr
D — Manometr rtęciowy
E — zbiorniki paliwowe
F — pomiar paliwa
G — komory pływakowe
H — silnik C.F.R.
J — hygrometr
K — ujście powietrza
L — dynamometr

Podane w dalszym ciągu wyniki zostały otrzymane przy następujących warunkach pracy silnika:

Obroty silnika	900 obr/min
Temperatura cieczy chłodzącej	100°C
Temperatura mieszanki	20°C
Stosunek powietrza do paliwa	dla największej mocy
Stopień sprężania	7,5 : 1
Ciśnienie wlotowe	zmienne (przez ładowanie)
Przepustnica	całkowicie otwarta
Kąt zapłonu	dla największej mocy
Paliwo wzorcowe	izooktan
Intensywność detonacji	początek lekkiej detonacji

Silnik C. F. R. został przystosowany do opisywanej metody w następujący sposób (rys. 2):

1) Przed gaźnikiem umieszczono zbiornik powietrzny; ciśnienie w zbiorniku było zmieniane przy pomocy zaworu redukującego, połączonego z doprowadzeniem sprężonego powietrza.

2) Zasilanie silnika paliwem zostało odpowiednio zmodyfikowane, jak wskazano na rys. 2.

Należy zaznaczyć, że przytoczone warunki prowadzenia prób są tylko przykładowe; ostateczny dobór warunków musi być dokonany pod kątem widzenia możliwie bliskiego podejścia do rzeczywistych warunków pracy silników lotniczych. Uwaga ta dotyczy nietylko samego silnika, a więc typu silnika, temperatury powietrza wlotowego, temperatury cieczy chłodzącej, ale i sposobu ustalania intensywności detonacji, do czego może być użyta metoda dźwiękowa lub cieplna (przyrząd do pomiaru temperatur). W ten sposób dopuszczalne ciśnienie ładowania może być określone jako ciśnienie ładowania, przy którem silnik zaczyna lekko detonować, równie dobrze jednak możnaby powiedzieć, że jest to ciśnienie ładowania, przy którem temperatura w pewnem określonem miejscu cylindra przekracza normalną wielkość. Podczas doświadczeń autorów, detonacja była rejestrowana na słuch. Aczkolwiek przyrząd, zastępujący ucho, miałby niewątpliwe zalety, należy sobie zdać sprawę z tego, że przyrząd taki nie jest konieczny dla stwierdzenia początku lekkiej detonacji. Jest on oczywiście bezwzględnie potrzebny przy normalnych oznaczeniach liczb oktanowych, podczas których zachodzi potrzeba porównania różnych intensywności detonacji. Zważywszy, że silnik C.F.R. nie odznacza się bynajmniej łagodnym przebiegiem spalania i że nie pozwala na dokładne rozróżnienie detonacji od stukania, spowodowanego innemi przyczynami, należy się liczyć z możliwością przekonstruowania tego silnika lub też z doborem innego typu w związku z przyjęciem nowej metody oceny paliw. Zaniechanie stosowania obecnego typu silnika jest tem bardziej zrozumiałe, że odpadnie konieczność zmiany stopnia sprężania i stosowania iglicy detonacyjnej.

Należy również zastanowić się, czy izooktan jest najodpowiedniejszem paliwem wzorcowem dla metody „stosunku dopuszczalnego ładowania".

Zależność między stosunkiem dopuszczalnego ładowania i liczbą oktanową

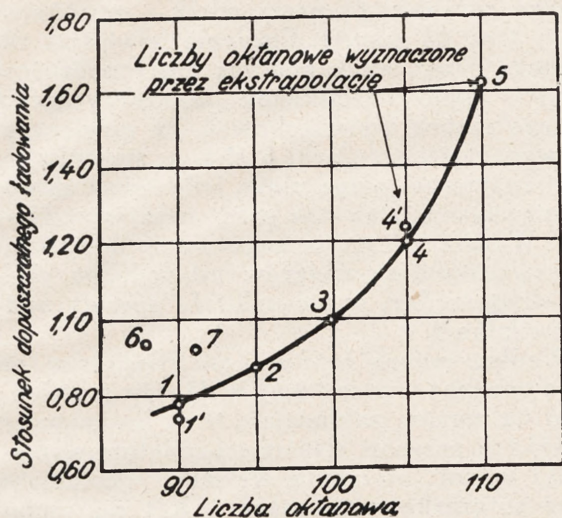
Na podstawie powyższego trudno jest oczekiwać prostej zależności między stosunkiem dopuszczalnego ładowania i liczbą oktanową, oznaczanemi przy całkowicie innych warunkach pracy silnika.

Rys. 3 przedstawia wartości stosunku dopuszczalnego ładowania dla różnych mieszanek izooktanu z heptanem, dla izooktanu z domieszką czteroetylku ołowiu i dla dwóch paliw lotniczych. Dla oznaczeń tych został przyjęty jako paliwo wzorcowe izooktan.

Zalety metody „stosunku dopuszczalnego ładowania"

Metoda „stosunku dopuszczalnego ładowania" odznacza się w porównaniu do metody liczb oktanowych następującemi zaletami:

1) Lepiej nadaje się do paliw lotniczych, przeznaczonych do silników ze sprężaniem wstępnem.



Rys. 3. Zależność stosunku dopuszczalnego ładowania od liczby oktanowej.

1 — 90% obj. izooktanu i 10% obj. heptanu
2 — 95% „ „ 5% „ „
3 — izooktan
4 — izooktan i 0,07% czteroetylku ołowiu
5 — izooktan i 0,23% czteroetylku ołowiu
6,7 — paliwa lotnicze

2) Nie ma górnej granicy, podczas gdy skala oktanowa jest ograniczona liczbą oktanową 100, zaś wyższe odporności na detonację są określane na drodze ekstrapolacji.

3) Będąc oparta na początku lekkiej detonacji, jest bliższa rzeczywistych warunków pracy silnika, aniżeli dawna metoda oznaczeń, oparta na dość intensywnej detonacji.

4) Przy nowej metodzie, opartej na próbach przy początku lekkiej detonacji, oznaczenie jest przeprowadzane przy normalnym stopniu sprężania, przyczem właściwa detonacja jest uzyskiwana przez ładowanie; przy metodzie oktanowej oznaczenia są przeprowadzane przy nienormalnie wysokich stopniach sprężania (zwłaszcza dla paliw lotniczych o wysokich liczbach oktanowych), aby uzyskać potrzebną intensywność detonacji, przepisaną przez tę metodę.

5) Typ silnika laboratoryjnego może być dobrany przy większem liczeniu się z rzeczywistością, gdyż odpada potrzeba zmiennego stopnia sprężania i iglicy detonacyjnej.

Opóźnienie we wprowadzeniu metody „stosunku dopuszczalnego ładowania" staje się zupełnie zrozumiałe, jeśli sobie uprzytomnić, że metoda oktanowa dawała całkowicie zadawalające wyniki dla liczb oktanowych poniżej 80. Obecnie powstaje potrzeba nowej oficjalnej metody, łącząca się z mającem niezadługo nastąpić wprowadzeniem paliw o liczbach oktanowych, przekraczających 100. Należy się spodziewać, że proponowana metoda „stosunku dopuszczalnego ładowania" lepiej odpowie nowym wymaganiom, aniżeli metoda oktanowa.

PRZYSTOSOWANIE SAMOLOTU DO LOTÓW STRATOSFERYCZNYCH

Opracował na podstawie źródeł amerykańskich *)
inż. J. Tuszyński.

Wstęp

Zagadnienie lotów stratosferycznych, których korzyści są oddawna znane na podstawie teoretycznych rozważań, cieszy się w ostatnich czasach coraz większem zainteresowaniem, zwłaszcza w Stanach Zjednoczonych. Ze względu na niechęć Amerykan do wszelkiego rodzaju abstrakcji i umiejętność praktycznego ujęcia i urzeczywistnienia zawsze realnych zainteresowań, lotom tego rodzaju można rokować duże szanse praktycznej realizacji. O badaniach, prowadzonych obecnie w tym kierunku, świadczą między innemi prace, które w ostatnich czasach ukazały się w amerykańskich pismach technicznych i które posłużyły do opracowania niniejszego artykułu *).

Jak wiadomo, głównym względem, skłaniającym techników do pchnięcia lotnictwa na tory lotów stratosferycznych, jest możność znacznego podwyższenia szybkości samolotu, bez powiększania mocy silnika. Możność ta istnieje dzięki spadkowi gęstości powietrza, a więc i oporu samolotu na dużych wysokościach. Nie wdając się w szczegółowe rozważania teoretyczne, wystarczy powiedzieć, że szybkie nowoczesne samoloty komunikacyjne i pocztowe rozwijałyby na wysokości 12.000 lub 18.000 m szybkości 1,53 lub 1,94 razy większe od szybkości w bliskości ziemi, pod warunkiem oczywiście, że moc silnika nie ulegałaby zmianie [1]) *). Z danych tych wynika, że loty na wysokości 12.000 m, wchodzącej dziś przedewszystkiem w rachubę dla samolotów stratosferycznych, odbywałyby się przy szybkości podróżnej około 450 km/godz., a nawet, jak niektórzy przypuszczają, 480 km/godz. lub powyżej [4]).

Podwyższona szybkość nie jest bynajmniej jedyną zaletą lotów na znacznej wysokości.

*) Patrz bibljografja przy końcu artykułu.

Dzięki wkroczeniu w obszar stratosfery (powyżej około 10.000 m) przebieg lotu byłby uniezależniony od zjawisk meteorologicznych, jak: mgły, wiatry, obmarzanie samolotu, będących główną przyczyną opóźnień i przerw w komunikacji lotniczej. Odpadłaby obawa napotkania wszelkiego rodzaju przeszkód terenowych, jak: góry, maszty i t. p. Pozatem samolot, znajdujący się na wysokości 12.000 m, posiada w razie zatrzymania się silników, możność wyboru miejsca przymusowego lądowania w obrębie koła o promieniu około 200 km, zaś sam lot ślizgowy z tak znacznej wysokości trwałby blisko godzinę, co dałoby mechanikom w wielu wypadkach możność usunięcia defektu.

Jako zakres wysokości dla lotów stratosferycznych wchodzą w rachubę wysokości od 12.000 do 15.000 m. Mniejsze wysokości nastręczałyby podobne trudności techniczne bez równie wyraźnie zaznaczonych korzyści, zaś loty na wysokościach większych nie wydają się narazie możliwe. Tak duże wysokości mają to do siebie, że trzeba pewnego czasu, aby się na nie dostać i że rzut na płaszczyznę poziomą odległości, przebytej w tym czasie przez samolot, zajmuje stosunkowo znaczną część całkowitej odległości lotu. Stwierdzenie tej okoliczności pociąga za sobą dwa ważne wnioski praktyczne. Po pierwsze zatem szybkość pionowa samolotu podczas wznoszenia i zbliżania się do lądowania będzie musiała być bardzo duża lub, co jest równoważne, wznoszenie, a zwłaszcza opuszczanie się samolotu będzie następowało po bardzo stromym torze. Jak stwierdził Rockefeller [5]), dążenie do skrócenia czasu lotu nakazywałoby powiększyć szybkość schodzenia samolotu do 600 m/min. Drugim ważnym wnioskiem będzie stwierdzenie nieopłacalności lotów stratosferycznych poniżej pewnych odległości, wynoszących około 1000 km.

Zapotrzebowanie powietrza

Ta sama okoliczność, która stanowi o zaletach lotów stratosferycznych, to znaczy mała gęstość i ciśnienie powietrza (na wysokości 12.000 m gęstość powietrza jest w przybliżeniu czterokrotnie mniejsza, niż przy ziemi), jest również źródłem ogromnych trudności, do opanowania których dzisiejsza technika jeszcze nie dorosła. Jak się łatwo domyśleć, chodzi tu o dostarczenie dostatecznej ilości powietrza dla silnika oraz pasażerów i załogi samolotu. Ogólnie biorąc, można przyjąć, że ciśnienie powietrza będzie utrzymywane na poziomie 0,7 do 1-krotnego ciśnienia, panującego u poziomu morza, zaś ilość powietrza krążącego będzie wynosiła 0,57 m^3 na minutę i pasażera (20 stóp sześciennych); pożądana byłaby ilość dwukrotnie większa, nie jest to jednak bynajmniej konieczne. Przyjmując w dalszym ciągu, że moc silników wynosi 100 KM na osobę i że przy 2000 obr/min uzyskanie tej mocy wymaga pojemności cylindrów, wynoszącej 4 litry, otrzyma się ilość powietrza zużywanego przez silnik, wynoszącą około 4 m^3 na minutę. Ciśnienie powietrza zasysanego przez silnik podczas mocy podróżnej wynosi około 0,8 ciśnienia atmosferycznego, z czego można wywnioskować, że powiększenie wydajności sprężarki o 15% w stosunku do ilości zużywanej przez silnik, całkowicie zaspokoi wymagania, stawiane przez pasażerów i załogę. Wynika z tego, że zagadnienie dostarczania powietrza dla pasażerów jest podobne, chociaż drugorzędne, w stosunku do sprawy zasilania silnika [1]).

Według innych źródeł, ilość powietrza na osobę powinna wynosić 0,14 m^3 (5 stóp sześciennych) na minutę; zakładając, że w krańcowych warunkach przyrost ciśnienia powietrza wyniesie 0,7 kg/cm^2, otrzymuje się moc, pochłanianą przez sprężarkę, wynoszącą 1 KM na osobę. Licząc się z koniecznością pokrycia strat na nieszczelności i opory w przewodach powietrza, otrzyma się 2 KM na pasażera [2]).

Ciśnienie i temperatura powietrza

Rozpoczynając od ustalenia potrzebnych ciśnienia i temperatury zasysanego powietrza, należy wziąć pod uwagę następujące okoliczności: graniczną wysokość, na której pasażerowie mogą jeszcze swobodnie oddychać, maksymalną szybkość schodzenia samolotu i zmiany temperatury powietrza, spowodowane sprężaniem. Ustalenie granicznej wysokości pozwoli na znalezienie ciśnienia powietrza, które nie potrzebuje być przekraczane podczas lotu ze względu na wygodę pasażerów. Przyjmując wysokość tę na 4000 m, i ustalając wysokość normalnego lotu na 12.000 m, okazałoby się, że sprężarka musi pokryć spadek ciśnienia tylko na pozostałych 8000 m.

W rzeczywistości należy przypuszczać, że mimo powyższych rozważań, wskazujących na możliwość uzyskania pewnych oszczędności na mocy i wydajności sprężarki, ciśnienie w kabinie podczas lotów stratosferycznych będzie utrzymywane w bliskości normalnego. Wiąże się to ze stwierdzoną już koniecznością bardzo znacznych szybkości schodzenia, któreby pociągnęły za sobą zbyt szybki ze względu na samopoczucie pasażerów wzrost ciśnienia poniżej podanej wysokości 4000 m. Miarodajnym względem przy ustalaniu ciśnienia w kabinie dla pasażerów powinno być nieprzekroczenie w żadnym wypadku szybkości zmiany ciśnienia, odpowiadającej wznoszeniu się w bliskości ziemi z szybkością 30 m (100 stóp) na minutę [2]).

Przechodząc do sprawy temperatury, łatwo się poddać wrażeniu, że niskie temperatury, panujące w stratosferze (około 55° C. poniżej zera) zmuszą do specjalnego podgrzewania powietrza, dostarczanego pasażerom. W istocie rzeczy należy się raczej liczyć z koniecznością chłodzenia powietrza, gdyż naprzykład na wysokości 12.000 m sprężanie podniesie temperaturę powietrza do około 150° C, przyczem tem-

peratura ta będzie rosła lub malała dla większych lub mniejszych wysokości [1]). Kwestja uzyskania odpowiedniej temperatury powietrza dla pasażerów da się z łatwością rozwiązać przy użyciu izolacji przewodów, chłodnic powietrza o zmiennej intensywności chłodzenia i ogrzewania parowego, wyzyskującego ciepło spalin. Konieczność regulowania temperatury dotyczy również powietrza, zasilającego silniki, którego temperatura, zapewniająca najlepszą pracę silnika, zbliża się całkowicie do temperatury, wymaganej przez pasażerów.

Sprężanie i regulacja ciśnienia powietrza[2])

Układy sprężarek.

Obecnie należy się zastanowić nad możliwemi sposobami sprężania powietrza, przeznaczonego dla silnika i pasażerów. Poświęcona temu dyskusja dotyczy samolotów czterosilnikowych, jednak podane uwagi dadzą się zastosować, oczywiście z odpowiedniemi modyfikacjami, również do samolotów o innej ilości silników. Istnieje parę możliwości doładowywania silników, z których najważniejsze są:

a) Silnik o zerowej wysokości nominalnej, oraz sprężarka zewnętrzna (to znaczy napędzana przez silnik pomocniczy).

b) Silnik o wysokości nominalnej paru tysięcy metrów, oraz sprężarka zewnętrzna.

c) Silnik wysokościowy wraz ze sprężarką odśrodkową, napędzaną spalinami.

d) Silnik o zerowej wysokości nominalnej oraz sprężarka, napędzana spalinami.

Większość współczesnych silników lotniczych jest zaopatrzona w odśrodkowe mieszadła, w związku z czem układy silnikowe według a) i d) posiadają urządzenia, które mogą pracować jako sprężarki. Dla wysokości, wchodzących w rachubę dla lotów stratosferycznych, sprężarki będą musiały składać się przynajmniej z dwóch stopni i zawierać chłodnice międzystopniowe, obniżające nadmierne temperatury powietrza i zwiększające sprawność.

Powietrze dla pasażerów może być pobierane z układu zasilającego silnika lub ze specjalnych sprężarek, napędzanych silnikami pomocniczemi. W pierwszym rzędzie będzie rozpatrzona możliwość czerpania powietrza ze sprężarek zasilających silniki. Metoda ta jest możliwa w związku z wyżej wymienionemi układami a) lub d), z tą jednak niedogodnością, że sprężarki w tym systemie muszą być większe, aniżeli wymagane w którymkolwiek z pozostałych dwóch układów. W związku z tem układ ten jest ciężki. Regulacja przy tego rodzaju metodzie byłaby bardzo trudna, gdyż przy jednem z dwóch możliwych rozwiązań trzebaby pobierać powietrze do kabiny z jednego tylko silnika, zwiększając w ten sposób zapotrzebowanie mocy przez sprężarkę tego silnika i utrudniając synchronizację silników. Zamiast tego, możnaby przyjąć drugie rozwiązanie, stwarzając układ przewodów, połączonych ze sprężarkami wszystkich silników, z którego byłoby pobierane powietrze do kabiny. Drugie rozwiązanie nastręczałoby trudności w razie zatrzymania się jednego z silników, gdyż należałoby pomyśleć o zapobieżeniu w takim wypadku nieszczelnościom i stratom powietrza, wracającego przez nieruchomy silnik. Drugie rozwiązanie komplikowałoby sterowanie silników.

Najlepszem prawdopodobnie rozwiązaniem dla rozpatrywanej kategorji samolotów byłoby wbudowanie dwóch specjalnych agregatów, dostarczających powietrza dla pasażerów i załogi. Te same agregaty mogłyby być ponadto wyzyskane do napędu pomocniczych urządzeń, które wymagałyby w innym wypadku specjalnych silników napędowych.

Środki zabezpieczające.

Przy projektowaniu przządzeń, dostarczających powietrza dla pasażerów i załogi, należy pomyśleć o specjalnych środkach bezpieczeństwa. Pierwszem takiem zabezpieczeniem będzie całkowite zautomatyzowanie regulacji ciśnienia we wnętrzu kabiny, uniezależniające jego wielkość od chwilowej nieuwagi lub przemęczenia obsługi. Celem uchronienia pasażerów od niemiłych skutków nadmiernych zmian ciśnienia, regulator nie może dopuścić do zmian ciśnienia, wykraczających poza zakres 0,0021 kg/cm^2, co odpowiada $\pm$ 3 metrom zmiany wysokości u poziomu morza.

Dużej staranności wymaga zabezpieczenie kabiny przed wszelkiemi ewentualnościami. Mogą to być zatem: 1) nagłe ukazanie się nieszczelności w ściankach kabiny, 2) uszkodzenie sprężarki i 3) uszkodzenie regulatora ciśnienia powietrza. W związku z ostatniemi dwiema możliwościami wszystkie części urządzenia, dostarczającego sprężonego powietrza, będą musiały być podwójne, za wyjątkiem kanałów, prowadzących powietrze, i wentylatora, stwarzającego w kabinie wtórny obieg powietrza, dostarczanego przez sprężarkę. W szczególności konieczne środki zabezpieczające mogą być sprecyzowane w następujący sposób:

1) Powinna istnieć możliwość przybycia do zamierzonego miejsca z kabiną samolotu, poddaną potrzebnemu ciśnieniu, oraz uniknięcia nadwyżki ciśnienia w kabinie nad ciśnieniem otoczenia przy małych wysokościach.

2) Kabina powinna się dać dokładnie uszczelnić na wypadek uszkodzenia sprężarek, aby zachować w niej niezmienne ciśnienie przez jaknajdłuższy przeciąg czasu.

3) W razie uszkodzenia sprężarki, powinna istnieć możność napełnienia kabiny tlenem, aby zachować jaknajdłużej przytomność pasażerów.

4) Powinna być zapewniona możliwość włączenia sprężarek zapasowych w ten sposób, by do chwili całkowitego zastąpienia jednej sprężarki przez drugą minęło nie więcej, niż 10 sek.

5) Okna i drzwi powinny być zaprojektowane z dostatecznemi spółczynnikami bezpieczeń-

stwa i podlegać starannej kontroli, zabezpieczającej je przed nieszczelnościami i przypadkowem uszkodzeniem.

Jak wspomniano poprzednio, napędzanie sprężarek przez silniki samolotu byłoby połączone z wielkiemi trudnościami, gdyż:

1) Silniki muszą pracować z pewną założoną ilością obrotów, konieczną ze względu na synchronizację.

2) Sterowanie przepustnicy byłoby bardzo utrudnione.

3) Powinno istnieć zapasowe źródło powietrza.

4) Konieczna jest precyzja regulacji, niezależna od pracy silników.

Co się tyczy pomocniczych agregatów sprężarkowych, to wydajność ich powinna być obliczona przynajmniej ze 100-procentowym zapasem, przy przewidzeniu możliwości natychmiastowego przełączenia z jednego agregatu na drugi. Oznacza to, że na samolocie będzie zainstalowane 400% pojemności teoretycznej.

Szczegóły konstrukcyjne.

Części, potrzebne do zbudowania urządzenia, dostarczającego sprężonego powietrza, nie są narazie dostępne w handlu, ani też nie znajdują się w trakcie opracowywania. Poniżej wymieniono poszczególne części i wymagania:

1) Konstrukcja okien o małym ciężarze.

2) Konstrukcja drzwi, odporna na ciśnienie wewnętrzne i zdolna do przenoszenia naprężeń, panujących w skorupie kadłuba, nawskroś otworu wejściowego.

3) Regulator ciśnienia o dostatecznej czułości, pracujący bezgłośnie i odporny na zamarzanie.

4) Zawody bezpieczeństwa.

5) Zawory odpowietrzające.

6) Sprężarka.

7) Silniki pomocnicze o odpowiedniej mocy.

8) Urządzenie do przenoszenia obciążenia, działające w razie uszkodzenia jednego z agregatów.

9) Zapasowe doprowadzenie tlenu.

10) Urządzenie do zmiany ciśnienia.

11) Zawory kontrolne.

12) Zawory odcinające o niskim ciężarze, dostatecznie dużym skoku i dostatecznej szczelności.

13) Zawory zapasowe, uszczelniające kabinę w razie uszkodzenia sprężarek.

Przy projektowaniu samolotu należałoby liczyć się z następującemi względami:

1) Wbudowanie dwóch agregatów o mocy około 125 KM każdy dla samolotu mieszczącego 40 pasażerów, chłodzonych i pracujących bezgłośnie, zdolnych do pracowania przy ziemi na 20% mocy i zaopatrzonych w regulator.

2) Jeśli samolot ma być dostosowany do lotów z urządzeniem dostarczającem powietrza, lub bez niego, należy się liczyć z trudnościami wyważenia samolotu, niosącego dwa duże agregaty, lub też pozbawionego ich.

3) Ciężar urządzeń pomocniczych, dostarczających powietrza dla pasażerów i załogi, wynosi około 725 kg, z czego około 180 kg byłoby normalnie wbudowane w samolot o rozpatrywanej wielkości pod postacią pomocniczych silników, których zadania były spełniane w samolocie stratosferycznym przez silniki większe, potrzebne dla zaopatrywania w powietrze pasażerów i załogi. Pozatem ciężar samolotu byłby podwyższony o około 545 kg wskutek wzmocnienia konstrukcji, grubego szkła (około 19 mm), uszczelnień i innych dodatków, wymaganych przez samolot stratosferyczny. Ponadto należałoby się liczyć z podwyższeniem ciężaru silników samolotu, wiążącem się z koniecznością wyższego sprężania powietrza, zasilającego silniki. Dałoby to około 68 kg na silnik, czyli w przybliżeniu 270 kg dla samolotu.

4) Na pewne trudności napotka sprawa znalezienia miejsca na agregaty, dostarczające sprężonego powietrza, i na dodatkowe urządzenia kontrolne, oraz sprawa izolacji i in.

Konstrukcja kadłuba [3])

Uwagi ogólne.

Przechodząc do konstrukcji kadłubów samolotów stratosferycznych, należy ją rozpatrzyć odpowiednio do głównych części kadłuba, to znaczy skorupy, ram poprzecznych i usztywnień podłużnych. Konstrukcja skorupowa nadaje się najlepiej do tego celu, gdyż pozwala na opanowanie czterech zadań. Są to: 1) dobre oprofilowanie, 2) uzyskanie wytrzymałości, koniecznej ze względu na obciążenie w locie, 3) przeniesienie naprężeń, wywołanych ciśnieniem w kabinie, 4) szczelność.

Kadłub samolotu powinien mieć przekrój kołowy. Prowizoryczne obliczenia wykazały, że zwykły kadłub eliptyczny o większej osi równej $2\frac{1}{2}$ metra i poddany nadciśnieniu wewnętrznemu 0,7 kg/cm^2 (razy spółczynnik bezpieczeństwa 2,5), byłby poddany w przekrojach ram poprzecznych momentom zginającym, wynoszących od około 290.000 do 580.000 kgcm. Wielkość momentów zginających zależy od odległości między ramami, w każdym razie jednak przekrój niekołowy nie wchodzi w rachubę.

Kabina może być oddzielona od pozostałej części kadłuba szczelną ramą o powierzchni kulistej. Zastosowanie takiej przegrody zmniejszyłoby do minimum wymaganą wydajność urządzenia sprężarkowego i uprościłoby zagadnienie regulacji temperatur.

Licząc się z ewentualnością nagłego spadku ciśnienia w pomieszczeniu dla pasażerów, należy umożliwić szczelne oddzielenie odeń kabiny pilota. Zachowanie przytomności przez pilota jest bardzo ważne, a w pewnych wypadkach byłoby w interesie pasażerów odstąpić mu część otrzymywanego powietrza. W takim

razie kabina pilota byłaby oddzielona od pozostałej części bardzo ciężką ścianką, gdyż brak miejsca uniemożliwiłby zbudowanie ścianki o powierzchni kulistej, która odznaczałaby się najmniejszym ciężarem.

Pionowe naprężenia tnące w połączeniu z rozciąganiem w kierunku podłużnym i stycznym wytworzą w skorupie kabiny o podwyższonem ciśnieniu wewnętrznem wyższe naprężenia tnące, aniżeli te, które istnieją w kabinie, pozbawionej nadciśnienia. Należy przypuszczać, że względy te zmuszą do powiększenia grubości skorupy o 50 do 70%.

Wewnętrzne ciśnienie, wynoszące 0,7 . 2,5 = 1,75 kg/cm^2, stanie się przyczyną podłużnych i stycznych odkształceń skorupy. W razie zachowania możności swobodnego rozszerzania się skorupy, całkowite odkształcenia w samolocie o podanych uprzednio wymiarach, wyniosą około 25 mm na długości i około 13 mm na średnicy. Opanowanie tych odkształceń będzie bardzo poważnem zagadnieniem.

Należy tu zaznaczyć, że aczkolwiek konstrukcja musi liczyć się z występowaniem podanych odkształceń, to w warunkach normalnego lotu będą one 2,5 raza mniejsze.

Ramy poprzeczne.

Odkształcanie skorupy wprowadza specyficzne trudności przy projektowaniu poprzecznych ram kadłuba. Istnieją tu dwa rozwiązania: 1) ramy mogą być sztywne, 2) ramy mogą mieć możność odkształcania się wraz ze skorupą.

W razie przyjęcia pierwszego rozwiązania skorupa, odkształcając się, wygnie się w szereg obwodowych fałd, co jest niepożądane zarówno ze względu na wytrzymałość kadłuba na ściskanie, jak i na wygląd. Istnieją również inne względy, przemawiające przeciwko temu, o czem będzie dalej mowa.

Druga metoda, zapewniająca ramom możność rozszerzania się, będzie mogła być prawdopodobnie z korzyścią zastosowana. Ramy otrzymają lekką konstrukcję i zostaną połączone ze skorupą przy pomocy specjalnego łożyskowania. Wycięcia elementów usztywniających wyeliminują rozciąganie w kierunku stycznym. Uzyskana konstrukcja będzie mniej odporna na tworzenie się fałd wskutek ścinania, na odkształcenia kadłuba i t. p., aniżeli w razie stosowania ram sztywnych. W związku z tem, w razie wprowadzenia ram odkształcających się, będą one umieszczone blisko siebie.

Według wszelkiego prawdopodobieństwa nowy typ konstrukcji kadłuba zmusi do wprowadzenia nowej metody obliczenia. Ramy muszą być rozpatrzone raczej jako części składowe pewnego układu sprężystego, aniżeli jako części sztywne. Konstrukcja dopuści do ugięć, prostopadłych do powierzchni skorupy, przeciwstawiając się przemieszczeniom stycznym. Może nasunąć się konieczność dania dość dużej grubości skorupy, celem zmniejszenia odkształceń i uproszczenia dzięki temu konstrukcji ram.

Usztywnienia podłużne.

Warunki pracy usztywnień podłużnych są jednym więcej argumentem przeciwko ramom sztywnym i za ramami odkształcającemi się. Niedopuszczenie do odkształceń średnicy skorupy w sąsiedztwie ram pociąga za sobą tworzenie się obwodowych fałd na powierzchni kadłuba; jednocześnie z tem wystąpią naprężenia zginające w elementach usztywniających, obniżające znacznie wielkość dopuszczalnych naprężeń ściskających. Ponadto wygięcie stanie się przyczyną mimośrodowego obciążenia usztywnień, w dalszym ciągu jeszcze zmniejszając skuteczność ich działania.

W przeciwieństwie do tego, ramy odkształcalne całkowicie prawie zwolnią elementy usztywniające od naprężeń gnących, dzięki czemu rozwiną one pełną wytrzymałość na ściskanie. Usunięcie naprężeń gnących uprości ponadto rozwiązanie połączeń usztywnień z ramami.

Naprężenia ściskające ulegną pewnemu obniżeniu dzięki podłużnemu rozciąganiu kadłuba, spowodowanemu działaniem wewnętrznego nadciśnienia. O tę samą wielkość zostaną zwiększone naprężenia rozciągające. W ostatecznym wyniku ciężar usztywnień powinien pozostać niezmieniony, gdyż o wymiarach ich decyduje przedewszystkiem ściskanie.

Wzrost naprężeń tnących, spowodowany rozciąganiem skorupy, może zmusić do zmniejszenia rozstawienia usztywnień podłużnych, w porównaniu do tegoż rozstawienia w kadłubie zwykłym. Wpływ tej zmiany na całkowity ciężar usztywnień może być w pewnym stopniu skompensowany wskutek zmniejszenia wymiarów usztywnień, przenoszących ściskanie.

Zakończenie

O ile kwestja wykonania szczelnej kabiny nie przedstawia specjalnych trudności, stawiając przed konstruktorem dość dużą coprawda ilość, ale za to bardzo jasno sprecyzowanych zagadnień, o tyle zaprojektowanie i wykonanie aparatury, zaopatrującej pasażerów i załogę w sprężone powietrze, będzie wymagało długiego jeszcze czasu. Na trudności napotka zwłaszcza zaprojektowanie samoczynnej regulacji ciśnienia, czego musiałaby podjąć się firma, zaznajomiona zarówno z lotnictwem, jak i z przemysłowemi urządzeniami samoczynnej regulacji. Na podstawie informacji specjalistów należy przypuszczać, że opracowanie regulacji w stopniu, pozwalającym na rozpoczęcie prób w locie, zajmie przynajmniej dwa lata, zaś dalszy rok upłynie na próbach w locie, których zadaniem byłoby zbadanie niezawodności aparatu w warunkach lotu, a więc pod wpływem drgań, przyśpieszeń i różnych wpływów atmosferycznych. Całkowity czas pracy nad opracowaniem urządzeń, zapewniających stałość ci-

śnienia powietrza w kabinie, zajmie zatem nie mniej, niż trzy lata. Na podstawie tych rozważań trudno byłoby przewidzieć wprowadzenie do użytku samolotów stratosferycznych z doładowywaniem kabiny wcześniej, niż za pięć lat[2]).

BIBLJOGRAFJA

1) „HighAltitude Flying and Its Effects on the Economics of Air Transport Operation", W. Bailey Oswald, Journal of the Aeronautical Sciences, January 1935, str. 1 — 9.

2) „Methods of Cabin Supercharging and Their Necessary Control Systems" A. L. Klein, Journal of the Aer. Sc., November 1935, str. 58—60.

3) „Structural Features of Supercharged Cockpits and Cabins", J. E Lipp, Journal of the Aer. Sc., November 1935, str. 61—62.

4) „A. Designer-Manufacturer Viewpoint of Transport-Aircraft Needs" Part 2, J. L. Atwood, S. A. E. Journal, June 1935, str. 232—236.

5) „Optimum Flight Path in Air Transport Operation", W. C. Rockefeller, Journal of the Aer. Sc., May 1935.

PRZEGLĄD CZASOPISM TECHNICZNYCH

METALOZNAWSTWO

WPŁYW RÓŻNYCH SKŁADNIKÓW STOPOWYCH NA ZACHOWANIE SIĘ STALI PRZY CEMENTACJI.

Celem powyższych badań było określenie wpływu: Si, Al, Mn, Ni, Co, Cu, Cr, Mo, Wo, V, Ti, P, S, w ilości 3—6% w stali o zaw. około 0,15—0,30% C na:

1. maksymalną zawartość węgla na brzegu próbek po cementacji,
2. głębokość nawęglania,
3. głębokość utwardzania, (hartowania) warstwy nawęglanej,
4. strukturę,
5. czułość na przegrzanie

w porównaniu ze stalą czysto węglistą.

Nawęglanie próbek wszystkich odbywało się w proszku złożonym z 60% węgla drzewnego i 40% chlorku baru o wielkości ziarna około 3 mm. Wszystkie rodzaje próbek nawęglane były w jednakowych warunkach w trzech zakresach temperatur:

1. 830—850°C,
2. 900—920°C,
3. 980—1000°C.

Czas nawęglania wynosił 10, 30, 60 godzin.

Na podstawie całego szeregu danych cyfrowych wykresów i mikrofotografji wyciągnięto następujące wnioski:

1. Specjalne składniki tworzące węgliki jak: chrom, molibden, wolfram, wanad, tytan, wpływają na zwiększenie maksymalnej zawartości węgla na brzegu, natomiast dodatki: krzemu, aluminjum, niklu, kobaltu i miedzi, oraz fosfor jako zanieczyszczenie powodują niższą skrajną zawartość węgla.

2. Głębokość nawęglania zależy w głównej mierze od warunków nawęglania. Większość składników wpływa na obniżenie głębokości nawęglania w porównaniu ze stalą węglistą. Nikiel, kobalt i miedź, skutkiem zdolności dyfuzyjnych wywierają najmniejszy wpływ na obniżenie głębokości nawęglania. Wpływ głębokości nawęglania przedstawia częściowo poniżej umieszczony wykres.

3. Na głębokość hartowania (utwardzania) ma wpływ oprócz składników stopowych także sama głębokość nawęglania. Chociaż mangan, nikiel, miedź, chrom, molibden i wolfram zmniejszają głębokość nawęglania, to jednak zwiększają głębokość hartowania. Dodatek kobaltu zmniejsza głębokość utwardzania skutkiem zmniejszenia hartowności. Wanad i tytan również działa podobnie jak kobalt, ale dlatego, że tworzy stałe karbidy.

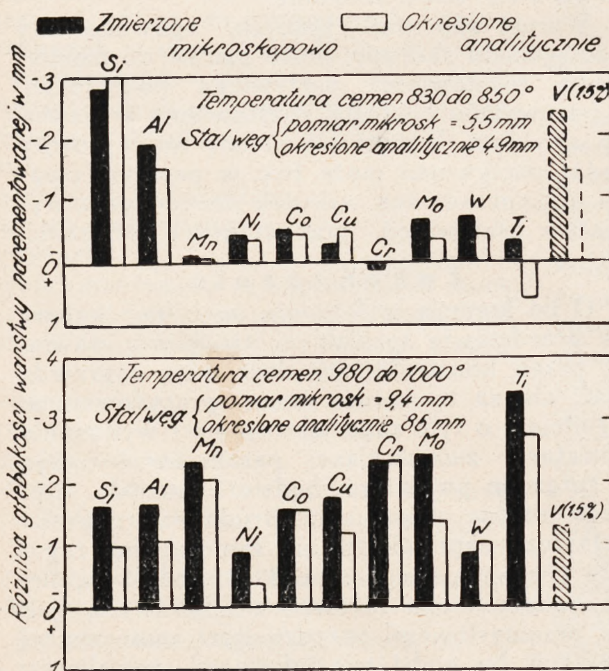
4. Jeśli chodzi o struktury, to składniki tworzące karbidy jak chrom, molibden, wolfram i tytan powodują większe nagromadzenie węglików na brzegu warstwy cementowanej natomiast krzem, aluminjum i nikiel wpływają na częściowe rozbicie cementytu na grafit.

5. Stale zawierające molibden i wolfram mają skłonność do tworzenia struktury anormalnej w warstwie nawęglonej, która występuje również w stalach z niklem i miedzią lecz w mniejszym stopniu.

6. Przy przegrzewaniu stali podczas cementacji, dodatki manganu, niklu, kobaltu, miedzi i krzemu wywołują efekt rozdrobnienia ziarna. Szczególnie wybitne zahamowanie wzrostu ziarna oraz tworzenie się zarodków gniazd karbidów, wywołują dodatki tworzące węgliki jak molibden, wolfram, wanad i tytan. Natomiast stale zawierające chrom i aluminjum są wrażliwe na przegrzanie sprzyjając rozrostowi ziarn podobnie jak stale niestopowe.

(Archiv für Eisenhüttenwesen 1935, str. 433).

Z. H.



Różnice głębokości warstwy nacementowanej między stalą węglistą a stalami stopowemi z 3% dodatku stopowego. Cementowane 60 godzin.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18.00. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto czekowe P.K.O. Nr. 28.358 lub pocztowemi przekazami rozrachunkowemi (rozrachunek Nr. 283), wolnemi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

2492 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.